

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（NEXST-1）飛行実験による空力設計の検証

郭 東潤，徳川 直子，吉田 憲司，石川 敬掲，野口 正芳

2007年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（NEXST-1）飛行実験による 空力設計の検証

Demonstration of Aerodynamic Design Technologies on Supersonic
Experimental Airplane (NEXST-1) by Flight Test

郭 東潤^{*1}, 徳川 直子^{*2}, 吉田 憲司^{*1}, 石川 敬掲^{*3}, 野口 正芳^{*1}
Dong-Youn KWAK^{*1}, Naoko TOKUGAWA^{*2}, Kenji YOSHIDA^{*1},
Akihiro ISHIKAWA^{*3} and Masayoshi NOGUCHI^{*1}

* 1 航空プログラムグループ 超音速機チーム

Supersonic Transport Team, Aviation Program Group

* 2 総合技術研究本部 空気力学研究グループ

Aerodynamics Research Group, Institute of Aerospace Technology

* 3 三向ソフトウェア開発株式会社

SANKOH SOFTWARE DEPT.Co.Ltd

2007年3月

March 2007

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

記号表、略号	2
第1章 序論	2
第2章 空力設計	3
(1) 空力設計方針	3
(2) 抵抗低減コンセプト	3
(3) 設計方法	3
(4) NEXST-1	6
第3章 風洞試験による空力設計ツールの検証	7
(1) 風洞試験によるCFD設計ツールの検証	7
(2) 付加物の影響	11
第4章 空力計測	12
(1) 空力計測の目的	12
(2) 計測系設計	12
a) 表面静圧計測系	13
b) 境界層遷移計測系	13
c) 空力荷重計測系	17
(3) 計測系の健全性評価	17
第5章 飛行実験	18
(1) 飛行実験計画	18
(2) 空力データ	19
a) 表面静圧	19
b) 境界層遷移	21
c) 空力荷重	24
第6章 設計妥当性評価	24
(1) 飛行実験データ評価における各種補正	24
a) 空力弾性変形	24
b) 境界層遷移を考慮したCFD解析	25
c) 空力データの補正	26
(2) 空力設計データ評価	26
a) 表面静圧係数	27
b) 境界層遷移	32
c) 空力荷重	36
d) 今後の解析予定	39
(3) 大型SST実機適用への検討	40
a) 高Re数型自然層流翼設計技術の開発	40
b) 実機適用効果の推定	40
第7章 まとめ	41
謝辞	42
参考文献	42

小型超音速実験機(NEXST-1)飛行実験による空力設計の検証*

郭 東潤*¹, 徳川 直子*², 吉田 憲司*¹, 石川 敬掲*³, 野口 正芳*¹

Demonstration of Aerodynamic Design Technologies on Supersonic
Experimental Airplane (NEXST-1) by Flight Test *

Dong-Youn KWAK*¹, Naoko TOKUGAWA*², Kenji YOSHIDA*¹,
Akihiro ISHIKAWA*³ and Masayoshi NOGUCHI*¹

Abstract

Flight test of a supersonic experimental airplane was performed by Japan Aerospace Exploration Agency to improve advanced aerodynamic design technologies for the next generation SST. The experimental airplane was designed to reduce the drag on a supersonic cruise condition. Surface pressure distributions, boundary layer transition locations and aerodynamic forces in the flight test were obtained to validate the aerodynamic design concepts. The flight test results were evaluated by comparing with the prediction results obtained by CFD based optimum design tools. The flight test results were confirmed to be corresponding to the CFD results. Therefore, the aerodynamic design concepts for drag reduction were demonstrated qualitatively and quantitatively by the NEXST-1 flight test.

Keywords: SST, Flight test, Aerodynamic design, Drag reduction

概 要

小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)の第2回目の飛行実験を2005年10月に豪州ウーメラ実験場において行った。飛行実験では予定していた全てのシーケンスを正常に実施し、貴重な飛行実験データを健全に取得することができた。その中で、空力データは空力設計コンセプトを検証する上で重要な計測項目のひとつである。本稿では飛行実験で得られた空力データを評価し、空力設計の妥当性について検討した結果を報告する。具体的には、飛行実験により計測された空力データをCFD解析結果と比較し、抵抗低減コンセプトを取り込んだNEXST-1の空力設計に対する妥当性を検証することができた。これは機体まわりの表面静圧分布がCFD解析と概ね一致していること、胴体や主翼まわりの表面静圧分布の分析からワープ主翼、エーリアルール胴体の設計コンセプトの妥当性が確認できたこと、さらに主翼上面の圧力分布に関して自然層流翼設計に用いた目標静圧分布と良好な一致が得られたことによる。また気流乱れの小さい飛行実験条件下で、主翼上面や前胴まわりの境界層遷移データの取得に成功し、その遷移計測結果から設計点において主翼上面の境界層遷移位置がもっとも後退していることが明らかになり、自然層流翼設計の妥当性が完全に確認された。さらにその遷移計測結果を数値予測結果と定量的に比較し、境界層遷移予測ツールの精度向上に役立つ知見も得られた。特に設計点における抵抗係数の特性は、飛行実験結果とCFD解析結果で良好な一致が示され、これにより超音速巡航時の設計点における抵抗低減コンセプトの妥当性が定量的に検証された。しかしながら、表面静圧分布や空気力特性の一部の飛行実験データにはまだCFD解析結果や風洞試験結果との不一致が見られ、現在もその原因については検討を続けている段階にある。最後に今回の飛行実験により得られた技術を適用して想定実機スケールのSST形状の設計を行い、実機スケールにおいて巡航マッハ数と設計揚力で13%の揚抗比改善効果の得られることを確認した。

* 平成19年3月1日受付 (received 1 March 2007)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

*2 総合技術研究本部 空気力学研究グループ (Aerodynamics Research Group, Institute of Aerospace Technology)

*3 三向ソフトウェア開発株式会社 (SANKOH SOFTWARE DEPT.Co.Ltd)

記号表

AR	アスペクト比
b	翼半スパン長, m
c	局所翼弦長, m
Cm	ピッチングモーメント係数 (平均空力コード長使用, 機首上げ方向を正とする)
c_{mac}	平均空力翼弦長, m
C_L	揚力係数 ($=L/(q \cdot S)$)
C_{L0}	最小抗力時の揚力係数
C_D	抗力係数 ($=D/(q \cdot S)$)
C_{Dmin}	最小抗力係数
C_P	圧力係数 ($= (P - P_\infty)/q$)
D	抗力, N
h	飛行高度, km
l	最大翼弦幅, m
L	揚力, N
L/D	揚抗比
M_∞	飛行マッハ数, 一様流マッハ数
P_∞	飛行静圧, 一様流静圧, kPa
q	動圧, kPa
Re	平均空力コード長によるレイノルズ数
Re_u	単位長さによるレイノルズ数
S	主翼面積, m^2
t	翼厚, m
T_{Lo}	リフトオフ時刻, sec
x	翼頂点から機体軸方向の距離, m
y	翼頂点からスパン方向の距離, m
z	翼頂点から法線方向の距離 (x - y 面に法線方向), m
α	迎角, degree
β	横滑り角, degree
η	無次元スパン方向長さ ($ y /b$)
Λ	前縁後退角, degree

略号

ADS	Air Data System
DP	Dynamic Pressure transducer
HF	Hot Film sensor
NLF	Natural Lamina Flow
NEXST	National EXperimental Supersonic Transport
Pr	Preston Tube
TAS	Tohoku Aerodynamic Simulation
TAT	Total Air Temperature
TC	Thermo-couple sensor
UPACS	Unified Platform for Aerospace Computation Simulation

第1章 序論

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では次世代超音速旅客機の国際共同開発を想定して, 小型超音速実験機プロジェクト¹⁾を進めてきた。超音速旅客機 (SST) の最大の利点として挙げられる速さは飛行距離が長くなればなるほどその恩恵は増大する。しかしながら, 超音速旅客機に特徴的な縦長の主翼 (低アスペクト比翼) や超音速機並みの高バイパスエンジンを採用できないことによる燃費消費量の増加などの制限から大型超音速旅客機の飛行距離は従来の亜音速旅客機に比べ好ましくない状態にあると言える。本プロジェクトでは SST の抵抗低減に着目し, この設計技術の向上を目標に, まず超音速飛行時の抵抗低減課題への解決策を盛り込んで小型超音速実験機の設計を進め, 合わせて先進的な技術課題の克服もしくは改善技術について要素研究として取り組んだ。小型超音速実験機プロジェクト²⁾では無人小型超音速実験機を設計し, 飛行実験により設計技術の妥当性を検証する方法で行われた。このプロジェクトは2段階で進められており, 第1段階ではエンジンのない空力的にクリーンな形状 (小型超音速ロケット実験機; NEXST-1) において抵抗低減設計技術の確立を目指し, 第2段階ではエンジンの付いた形態 (小型超音速ジェット実験機; NEXST-2) を設計することにより機体/推進系統合設計技術の向上を目指した。NEXST-1については2002年7月に行った第1回目の飛行実験失敗後, 徹底的な設計改修を行って2005年10月10日に第2回目の飛行実験を成功させ, 超音速巡航時における抵抗低減コンセプトの妥当性を検証することができた。一方, NEXST-2は, NEXST-1の第1回目飛行実験失敗の影響を受け, 基本設計終了後, 研究・開発計画は凍結され, 設計効果の飛行実証には至らなかった。しかし, 機体/推進系統合設計技術の中核について重要な成果を得ることができ, 将来の超音速旅客機開発への大きなステップを踏み出すことができたものと考えている。

本稿では機体の設計, 製作, 飛行実験により検証を行った NEXST-1 についてまとめる。NEXST-1 は超音速巡航時の抵抗を低減させるため4つの抵抗低減コンセプトを取り込んだ空力設計を行っており, また空力設計ツールとしてはCFDによる逆問題設計手法を採用した。これらの設計コンセプトが検証できるように飛行実験計画を考案し, 空力計測システムを構築した。本稿ではこれらについて詳細に述べる。また飛行実験結果や評価のために行った各種補正についても言及し, 最後に飛行実験による空力設計の妥当性の評価についても報告する。

第2章 空力設計

(1) 空力設計方針

NEXST-1の空力設計では超音速飛行時の抵抗低減に主眼を置いた。一般に超音速機の抵抗は、1) 揚力依存抵抗 (渦抵抗と揚力依存造波抵抗から成る)、2) 体積依存造波抵抗、そして3) 摩擦抵抗に分けられ、NEXST-1ではこれらの抵抗成分の低減化を目指した設計を行った。また上記の設計方針をより効率的に、かつ最適に実現させるため、CFDによる逆問題設計という新たな手法を用いた。

(2) 抵抗低減コンセプト

NEXST-1の空力設計には抵抗低減化を図るため、以下の4つの抵抗低減コンセプトを適用し、設計を行った³⁻⁵⁾。

・ Arrow 翼平面形

Arrow翼とは、主翼の前縁と後縁が大きな後退角を持つ翼であり、揚力依存抵抗の低減に効果的な平面形である。NEXST-1の主翼平面形は超音速線形理論による揚力依存造波抵抗低減に有効な最適細長比の実現と、渦抵抗低減に有効な高アスペクト比化への要求を両立させる有効な解として導かれたものである⁶⁾。

・ Warp 翼

Warp翼とは、揚力依存抵抗低減に適した翼面上の荷重分布を実現するように翼弦方向のキャンバー分布と翼幅方向の捻り分布を有効に組み合わせた3次曲面を有する翼のことである。warp翼設計時の物理的な着眼点は、後退角の大きい翼に特徴である前縁剥離を抑制することにより、前縁を適切に下方に折り曲げることにより付着流れにすることで達成される。実験機の設計過程では、まず翼面上に数種類の基本荷重分布を設定し、揚力依存抵抗が最小となるように変分法を用いてそれらの組み合わせ係数を最適化するというCarlsonの方法⁷⁾が適用された。

・ Area-rule 胴体

Area-rule胴体とは、機体全体の断面積分布が細長物体理論による最小の体積依存造波抵抗を実現する物体 (Sears-Haack体) のものと一致するように、胴体の断面積分布が適切に修正されたものである。これは、主翼が揚力依存抵抗低減の観点から形状的に制限を受けているため、主翼の取付位置付近の胴体を細くくびれさせることで実現させようとするものである⁸⁾。

・ 自然層流主翼

自然層流翼とは、翼面上の境界層に何らかの能動的な制御を加えることなく境界層の遷移を遅延させて層流域を拡大し摩擦抵抗を低減させる翼のことである。超音

速機の主翼上面では主に2種類の物理的機構によって境界層が遷移するものと考えられる。1つは2次元翼の境界層遷移の支配的要因であるT-S (Tollmien-Schlichting) 不安定による擾乱の増幅で、これを抑制させるためには翼上面の加速領域を長く設ければよい。もう1つはSSTのような大きな後退角を有する翼において遷移の支配的要因とされるC-F (Cross-Flow) 不安定による擾乱の増幅で、これを抑制させるためには前縁付近の横流れを抑制すべく前縁近傍の加速領域を翼弦方向に短くする必要がある。NEXST-1ではこれら2種類の遷移機構による攪乱の増幅を抑制し、主翼上面を自然層流翼化するよう設計している。つまり主翼上面の速度分布は、前縁近傍ではC-F不安定の抑制のため急激に増加し、その後T-S不安定の抑制のため緩やかに減少するように設計した。すなわち、ステップ関数的な圧力分布により自然層流翼が達成できるものと考えている^{9,10)}。

(3) 設計方法

この節では前節で述べた4つの抵抗低減設計コンセプトを取り入れたNEXST-1の設計方法について述べる。詳細な設計方法については文献9, 11に譲り、ここでは概要を述べるにとどめる。

NEXST-1の設計過程は大きく2段階に分けられる。まず第1段階では超音速線形理論を用いて自然層流翼コンセプトを除く3つのコンセプトを取り込んだ初期形状を設計した。第2段階ではCFD解析ツールを用いて第1段階の設計形状の改善と同時に自然層流翼コンセプトを取り入れた設計を行った。このような2段階の設計手法は設計を効率的に行うことができる一般的な方法である。また実機への適用技術実証という観点から、まず想定される実機規模を設定し、次にそれを基準に幾何学的に相似の縮尺形状とするという方針を取った。その際の縮尺率に関しては、本プロジェクトの予算規模とのバランスから11%を選定した。設計点は超音速巡航時での技術検証であることからマッハ数 $M_\infty=2.0$ 、揚力係数 $C_L=0.1$ とした。以下に、各設計段階の設計方法及び結果の概要を示す。

・ 第1段階

NEXST-1の主翼平面形設計においては、旧Douglas社の平面形を参考にし、主要パラメータとしてアスペクト比、細長比 s/l (s :半翼最大スパン長、 l :最大翼弦幅)、内/外翼前縁後退角、翼幅方向後縁kink位置などを選定した。多くの想定される平面形から超音速揚力面理論による揚力依存抵抗の解析から平面形の絞り込みを行い、最終的に8種類のarrow翼平面形を選定した。尚、平面形絞り込みの段階では、①旧Douglas社の平面形より優れていること、②設計点において抵抗へのマッハ数感度が

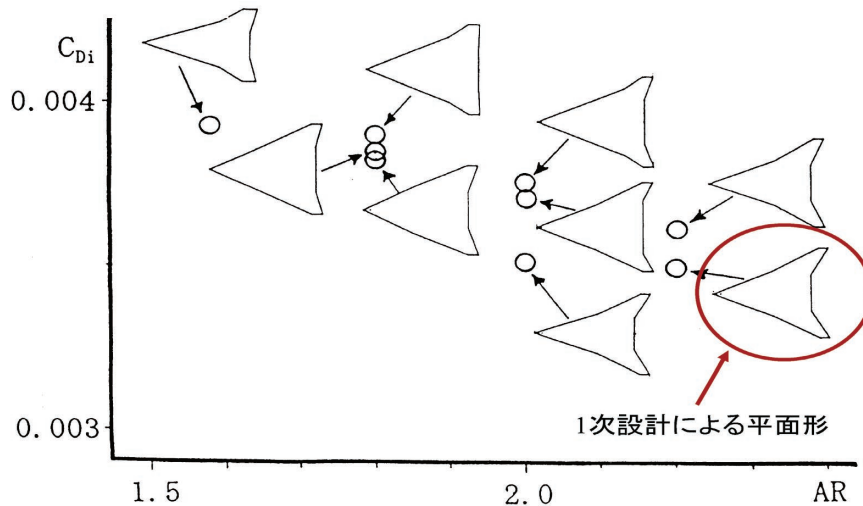


図1 主翼平面形設計

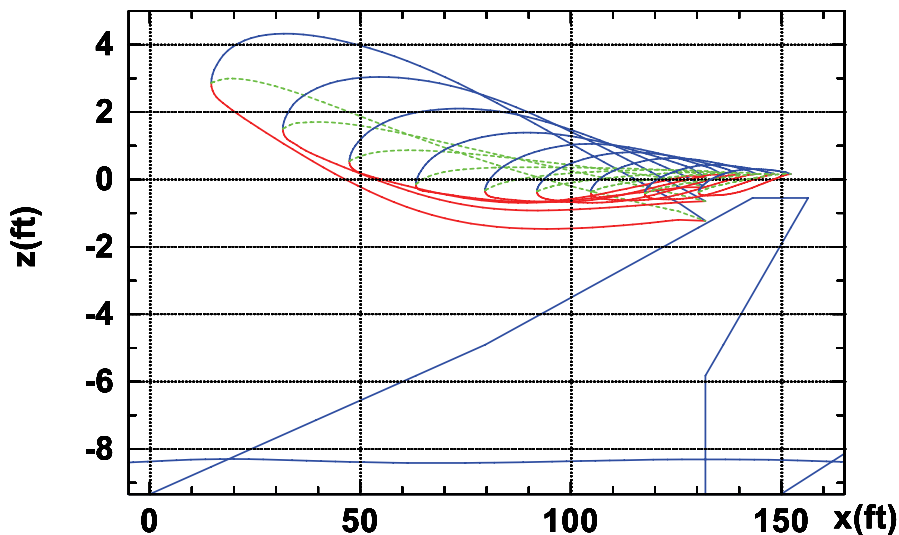


図2 主翼ワープ形状

鈍いことを条件とした。

主翼のwarp設計は、平面形検討から選別された8つの平面形に対してCarlsonの方法を適用し、最終的に設計点 ($C_L = 0.1$) において抵抗低減に有効なwarp形状と平面形を選定した。その際、翼幅方向の厚み分布には次世代SSTの代表例を参考に最大翼厚比 (t/c) を選んだ。翼根部では $t/c = 3.7\%$ 、後縁kink位置から翼端部までは $t/c = 3.0\%$ であり、翼根部から後縁kink位置間の t/c は線形的に変化させた。翼弦方向の厚み分布は初期設計段階であることから比較的簡単に表現できることが望ましく考え、NACA 4-digitシリーズの翼型を採用した。図1, 2には採用したwarp付きarrow翼 (baseline形状) の平面形, 翼断面形状を示す。アスペクト比は2.2, 内/外翼前縁後退角は $\Delta \text{in/out} = 66^\circ / 61.2^\circ$ であり、後縁kink位置は半翼幅の40%である。このような手法により揚力依存抵抗低減を図った平面形とwarp形状を有す

るNEXST-1の主翼が設計された。

Area-rule胴体設計においては、まず胴体の全長と体積, 主翼と尾翼の取付位置を, 他機例を参考に決定した。次に主翼の取付角はwarp設計において得られた捻り角分布を翼幅方向に展開するようにして 2° に設定した。この取付角の設定にあたり、実機への適用を念頭におき、客室からの窓を確保, また巡航時の機体フロア・アングルの制限 (3° 以下) をクリアするようにした。以上の設定後、機体全体の $M_\infty = 2.0$ における超音速断面積分布 (マッハ円錐に接するマッハ平面でカットした機体全体の断面積分布を機軸方向に射影したもの) を求め、その全長及び全体積と同等のSears-Haack体の断面積分布と一致するように胴体を設計した。この際、主翼と尾翼の断面積分布は固定している (図3)。

このように設計されたwarp付きarrow翼とarea-rule胴体, 並びに尾翼から構成される全機形態をbaseline (第

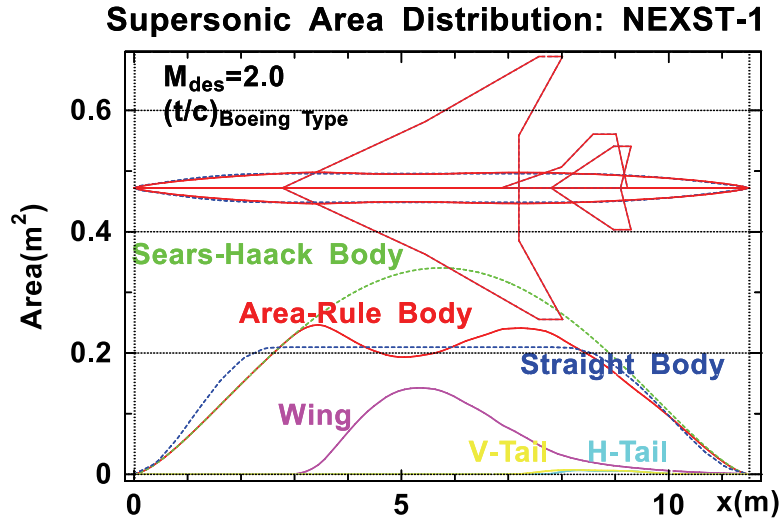


図3 NEXST-1断面積分布

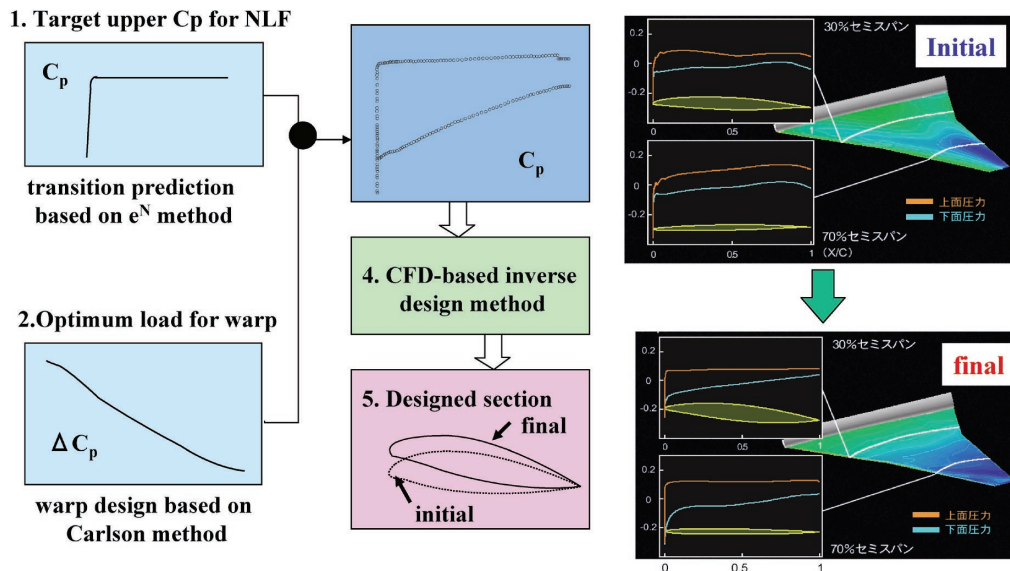


図4 CFD逆問題設計ツール

1形状)とし、第2段階の設計ステップを進めた。

・第2段階

第2段階の空力設計では、まずCFD (Boldwin-Lomaxの乱流モデル付きNSソルバー)を用いて、第1次形状の空力特性を解析し、線形理論による結果との差異を検討した。その結果、胴体及び翼厚の効果が強く影響し、線形理論により期待される抗力低減効果が半減していることが確認された。これはwarp翼設計とarea-rule胴体設計を個別に行って、線形的に加えていることに主原因があると考えられる。そこで、warp設計に胴体効果を取り入れ、超音速次元翼の理論を基に次元逆問題設計法を適用してキャンバー分布の改善を行った。また翼の厚み分布には自然層流翼設計の初期段階として低速における自然層流翼の代表であるNACA-6シリーズの厚み分布を適用した。尚、実際の設計においては3次元

CADシステムの一つであるCATIAシステムによる詳細な形状定義と修正、及びCFD解析の繰り返しを経て第2次形状を決定した。

次にこの第2次形状を用いて、摩擦抵抗低減コンセプトである超音速自然層流翼設計を行った。この自然層流翼設計にはCFD逆問題設計ツール¹²⁾を用いた。CFD逆問題設計とは翼の各断面における目標圧力分布を設定し、初期の翼形状での圧力分布が目標圧力分布になるように初期形状を修正する方法である(図4)。目標圧力分布の創出には実用的な遷移特性解析手法として広く使われているSALLYコードを用いた¹³⁻¹⁵⁾。本コードはある翼断面位置での圧力分布と断面形状を入力値とし、層流境界層プロファイルを算出、次に層流境界層線形安定性理論に基づく微小擾乱の振幅に関する増幅率の積分値(N値と呼ばれる)を計算するものである。本来

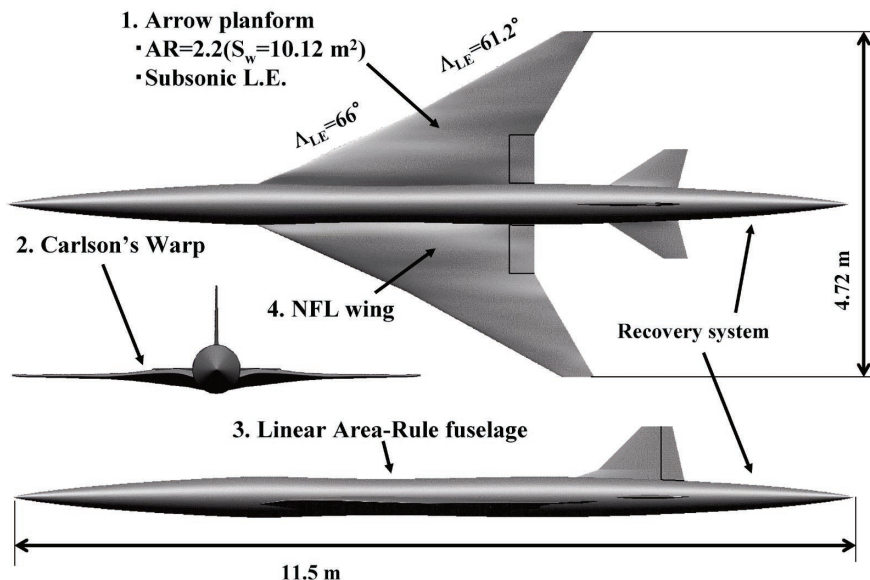


図5 NEXST-1の三面図

は、遷移点の推定はこのN値がある値に達した点を選移と判定するというものであるが、現在は超音速流における十分なデータベースが存在しないため、その遷移に対応する基準値を設定することが困難なため、定量的な遷移点の評価は困難であった。そこで本設計段階ではSALLYコードによるN値特性そのものに着目し、その値ができるだけ小さく抑えられるような形状を選定する手法を選んだ。従って、最終的な目標圧力分布の選定基準としては、設計形状の圧力分布によるN値の発達が十分に抑制されていることとした。このように選定した目標圧力分布を実現する断面形状は、先のCFD逆問題設計法により設計され、これを第3次形状とした。

次に実験機システムの成立性検討の結果として、飛行特性の観点から水平尾翼面積の増大、機器等の装備性の観点から胴体の容積増加の要求があり、再度CFD逆問題設計の必要性が生じた。そこで、その際課題として挙げられていた前縁近傍の解析精度も同時に改善し、第4次形状の設計を試みた。結果的に機体の飛行成立性を満たし、かつ第3次形状に比べて翼全体において目標圧力分布との良好な一致を有する第4次形状を設計することに成功した。尚、ここで得られた重要な知見としては、目標圧力分布の実現と、翼幅方向の最大翼厚比分布の両立は数学的に成り立たないことから、本設計においては超音速自然層流翼の実現の方に重点を置き、翼厚比分布の拘束条件の考慮はある程度犠牲にすることを方針とした。その結果、内翼部は最大翼厚比分布の制限を緩和し、自然層流翼化を追求した。そのため翼の体積が若干増加し、超音速断面圧力分布は理想的なSears-Haack Bodyと差異が生じた。これは体積依存造波抵抗の増大を意味する。しかしながら、先述したように機器の装備性によ

る制限から胴体形状で理想的なSears-Haack Bodyを満たすようにすることは困難であった。また、胴体の世界初の超音速自然層流翼設計と新しい抵抗低減コンセプトの検証自身は飛行実験の価値が高いものと判断され、上記のような方針を採用した。

以上のような方法、過程を経てNEXST-1の空力設計を行ったが、同時にこの抵抗低減に関する空力設計の効果を定量的に推算することも必要である。しかしながら、先述の設計ツールによる定量的な効果の推算には限界があり、特に自然層流翼設計による遷移位置の予測、これによる摩擦抵抗の低減量については定量的な予測は難しい。これは先述したSALLYコードが非圧縮性理論を基にしており、T-S不安定とC-F不安定を分離して微小擾乱の周波数範囲を限定して調べる簡易的な手法であり、定性的な利用には有効であるものの定量性には不十分な手法であることに起因する。また、 e^N 法に基づくN値による遷移判定基準には遷移N値の設定が必要であることも問題の1つである。一般的に遷移判定基準としてのN値は風洞試験や飛行試験より得られるが、気流の乱れや模型形状の表面粗さに大きく依存するためN値の取り方に不確定性が残る。特に超音速における遷移研究の成果は少なく、そのため定量的な遷移点の予測技術は確立されていないのが現状である。そのため、本飛行実験による遷移位置の検証は遷移予測技術の精度向上においても非常に重要である。幸い境界層遷移予測技術は空力設計と同時にNEXST-1プログラムの要素研究の一つとして挙げられ、研究を進めてきており、設計後の検討段階でも精度向上が得られている。

(4) NEXST-1

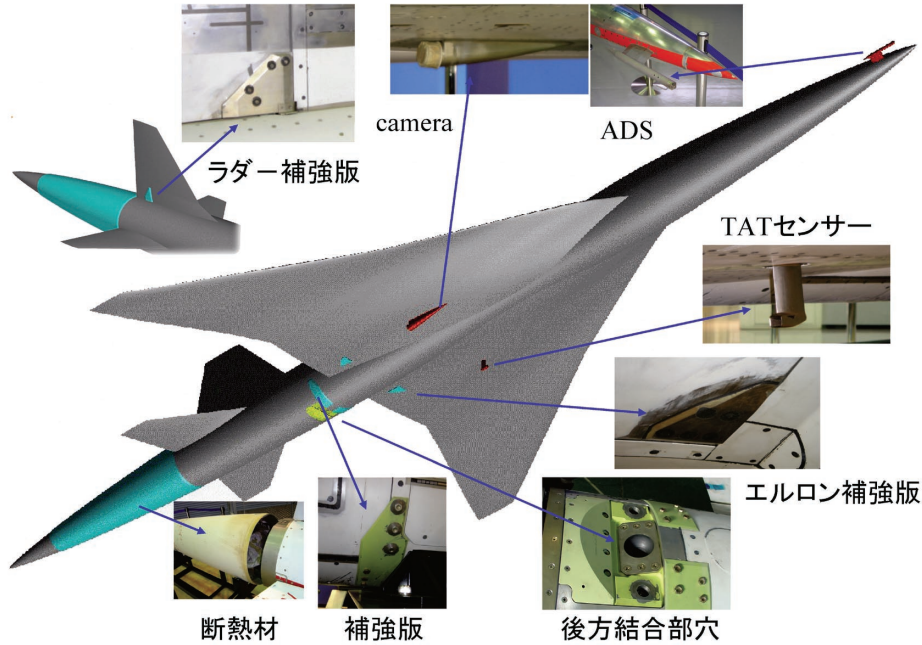


図6 実験機空力形状における付加物

図5には前節で述べた方法により設計されたNEXST-1の最終形状を示す。全長11.5m、全幅4.5mであり重量は約2000kgfである。前述したように主翼はwarp設計されたcranked arrow翼であり、胴体は主翼取り付け部分の中胴がくびれておりarea-rule胴体であることが分かる。また主翼は自然層流翼設計された断面形状を有する。主翼の内弦側にはロール制御用のエルロン、垂直尾翼には横方向制御用のラダー、水平尾翼はピッチ制御用の全動翼タイプのエレベータがある。NEXST-1の回収用パラシュートを収納するため、後胴部は長く突き出ている。前胴の右側には機体の姿勢や飛行時のエアデータ取得用のピトープローブ（ADS Probe：Air Data System）が取付けてある（図6）¹⁶⁾、左翼の下面には全温度センサー（TAT）が装着されている。右翼の下面には飛行中の機体後部の状況をモニターするためのカメラ用のフェアリングが突き出ている。また改修設計フェーズにおいて、操舵面の遷音速フラッタが懸念された。そのため操舵面の強度を補強材で増加させた。回収部である後胴部では熱的な強度が懸念されることから熱防護材で補強した。これらの改修は結果的には空力形状を変更させたため、飛行特性の変更が大きな影響を及ぼさないことを風洞試験により確認し、空力モデルに修正を加えている。

この機体は主翼が自然層流翼設計された翼であることから気流を乱すようなことがないように形状の段差などに細心の注意を施して表面平滑作業を行った。特に主翼上面や胴体部を中心に表面平滑化を行った。なお表面粗さ（平滑度）は飛行実験前後で計測された。機体表

面粗さは飛行実験前後で概ね同様な結果を示しており、飛行実験中に表面粗さが空力加熱等により悪化していないと判断され、今後の境界層遷移結果解析の参考に資するものとした。

第3章 風洞試験による空力設計ツールの検証

(1) 風洞試験によるCFD設計ツールの検証

NEXST-1の空力設計にはCFD解析ツールを用いているため、CFD解析ツールの精度検証が必要である。NEXST-1抵抗低減コンセプトの空力設計妥当性の観点からCFD設計ツールの妥当性について説明する。風洞試験ではNEXST-1単体形状、ロケットと実験機が結合された打ち上げ形態形状、また、実験機とロケットの分離過程を模擬した分離形態での試験を実施した。また、風洞試験ではJAXA所有の1m×1m超音速風洞と、2m×2m遷音速風洞、三菱重工株式会社所有の低速風洞、およびONERA（フランス国立航空研究局）所有のS2MA風洞で行った。ここでは設計点付近でのCFD解析ツールの検証を目的としていることから、実験機単体で実施したJAXA超音速風洞、ONERAのS2MA風洞での風洞試験結果¹⁷⁾について述べることにする。

空力設計に用いたCFD解析コードはJAXAが開発した構造格子のNavier-Stokes方程式を用いたUPACSシステムである。解析に用いた乱流モデルはSpalart-Allmarasモデル（S-Aモデル）である。詳細に関しては文献16、18に詳しい。これらのCFD解析ツールの妥当性を検証するため、JAXAの1m×1m超音速風洞、ONERAのS2MA風洞での風洞試験の様子を示す（図7）。

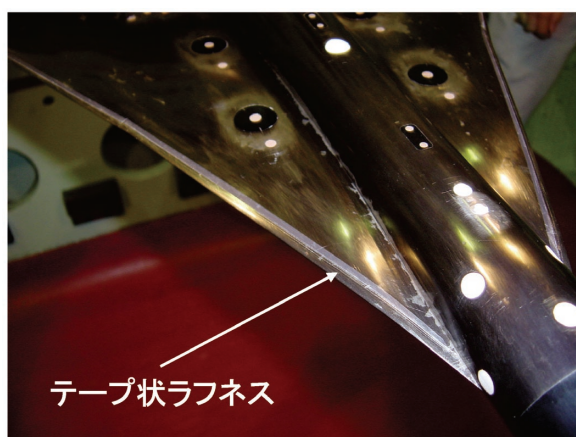


(a) JAXA 1m×1m 超音速風洞試験 (8.5%模型)



(b) ONERA-S2MA 風洞試験 (23.3%模型)

図7 NEXST-1関連風洞試験様子



装着部位	位置	高さ[mm]	幅 [mm]
胴体	5%全長	0.05	2
主翼	3%C	0.05	3
水平尾翼	3%C	0.05	2
垂直尾翼	3%C	0.05	2

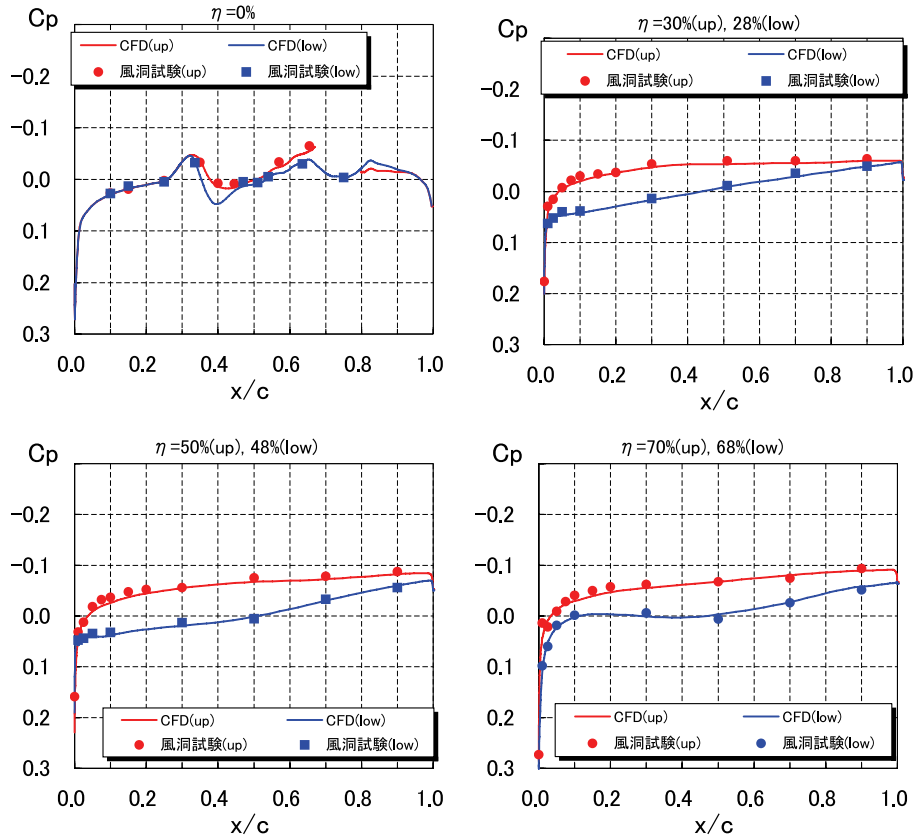
図8 風洞試験におけるラフネス装着様子および詳細

風洞試験では模型の製作上の面から空気力を計測する力模型、表面静圧を計測する圧力模型、境界層遷移特性を調べる遷移模型に大別される。風洞試験とCFD解析を比較するため、CFD解析は風洞試験の Re 数で行った(マッハ数 $M_\infty=2.0$ で $Re=6.22 \times 10^6$)。また、CFDでは全面乱流解析を行っているため力計測を行う風洞試験では主翼上下面、前胴、尾翼にラフネスを装着して流れを強制的に乱流化した(図8)。しかし、機体周りの流れが付着流れの場合、表面静圧分布は境界層の状態(層流、乱流)に依存しないこと、またラフネス装着により前縁付近の表面静圧孔が正確に計測できない点から、表面静圧計測時はラフネスを取り払っている。

図9に風洞試験で得られた $M_\infty=2.0$ で主翼上面の C_p 分布をCFD解析結果と重ねて示す。風洞試験における

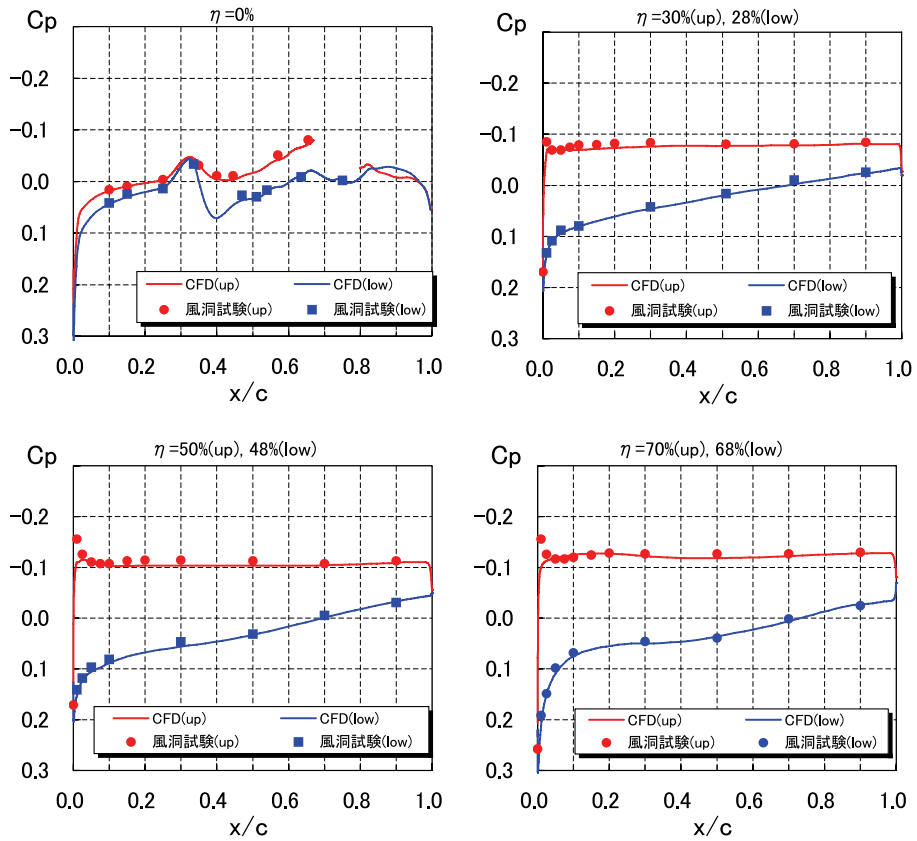
C_p の不確かさは $\Delta C_p = \pm 0.0029$ 程度($C_p = -0.05$ の場合)であり図中のシンボルに隠れてしまう程度である。両者を比較すると前縁付近の一部の領域を除いて風洞試験とCFD解析結果で良好な一致が見られる。風洞試験結果を見ると前縁付近で急激な C_p の立ち上がりが見られ、その後方では緩やかな順圧力勾配を示しており、自然層流翼特有の C_p 分布であることが確認でき、なお、設計に用いた目標 C_p 分布が風洞試験からも得られていることがわかる。また、主翼下面での C_p 分布でもCFD解析結果は風洞試験結果と良好な一致が見られる。このような傾向は異なる翼断面からも確認できる。このことは、すなわち、ワープ設計における最適な翼スパン方向の荷重分布が得られていることが風洞試験結果からも確認できたことを意味する。翼前縁付近の C_p 分布での両者の不一致は、CFDでのNEXST-1の形状が風洞試験模型で正確に再現できてないのが原因の一つに考えられる。風洞試験模型のスケールはNEXST-1実機スケールに比べかなり小さく、そのため、模型製作の精度面からも前縁形状を正確に再現することが困難である。図10には縦三分力特性を示す。揚力-抗力 C_L-C_D 特性を見ると、CFD解析結果は風洞試験結果と比較的良好な一致が見られる。それぞれの設計コンセプトを取り込んだ最終形状(NEXST-1)が風洞試験結果とよく一致することから、抵抗低減コンセプトを盛り込んだ空力設計の妥当性を検証することができると同時に、CFD解析ツールの妥当性も検証したことになる。

ONERAのS2MA風洞では自然層流翼設計の妥当性を検証する試験を実施した。NEXST-1の23.3%全機模型を用い、赤外線カメラとホットフィルムセンサーを用いて遷移位置を計測した。図11に設計点と非設計点の異なる α における赤外線画像を示す。青色が濃い低温の領域は境界層が層流であることを、図11(a)の設計点で



(a) $\alpha = 0^\circ$

図9 CFD解析と風洞試験の比較： C_p 分布 ($M_\infty = 2.0$, $\beta = 0^\circ$)



(b) $\alpha = 2^\circ$

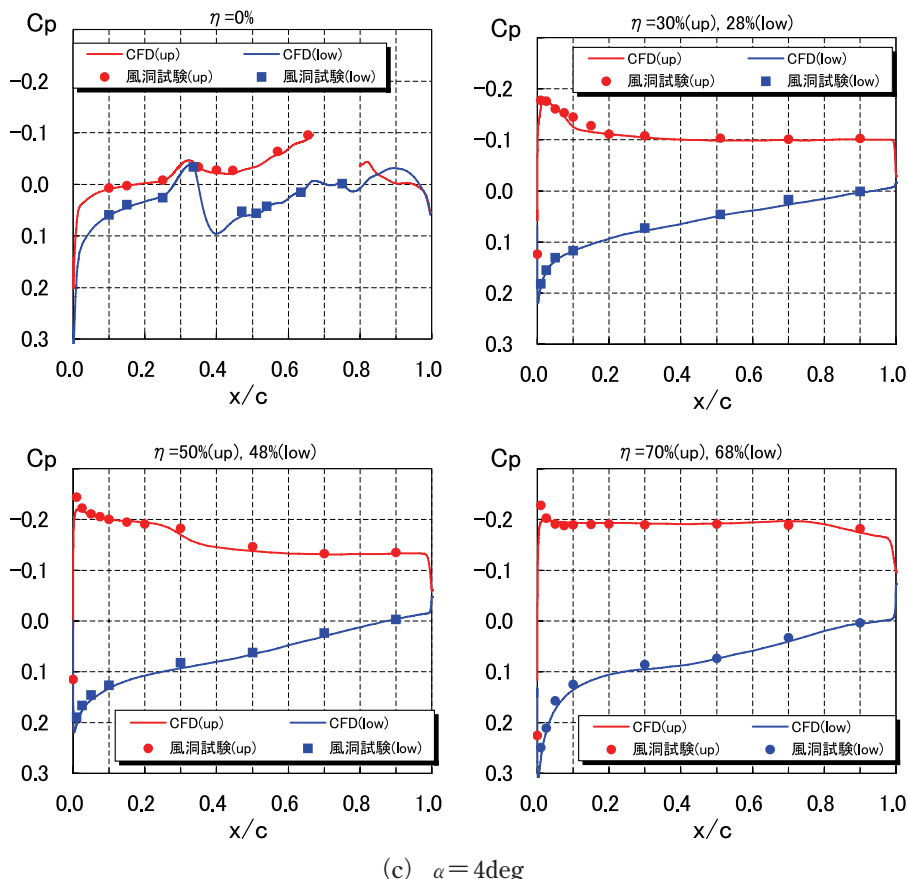


図9 CFD解析と風洞試験の比較： C_p 分布 ($M_\infty = 2.0, \beta = 0\text{deg}$)

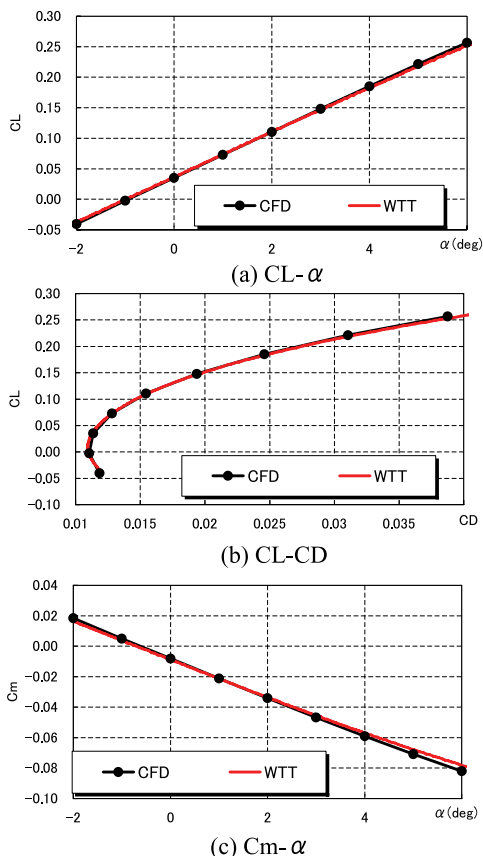


図10 CFD解析と風洞試験の比較 ($M_\infty = 2.0, \beta = 0\text{deg}$)

は薄い青色、同図 (b) の非設計点では橙色から緑色で示される高温領域は境界層が乱流であることを示す。図から、主翼上面の境界層遷移位置が、非設計点に比べ設計点において大きく後退していることが分かる。また、JAXA超音速風洞におけるプレストン管による遷移点計測試験結果を図12に示す。 $M_\infty = 2.0$ で α を連続的に変化させた場合、設計点である $\alpha = 2.0\text{deg}$ 付近を中心にプレストン管圧力がステップ状に減少している領域が存在する。この領域は境界層が層流であることを意味しており、もっともプレストン管を後方に位置させた場合 ($x/c = 0.6$)、 C_p の低減が見られる領域は見られなくなる。すなわち、主翼上面の境界層遷移は設計点 ($M_\infty = 2.0, \alpha = 2\text{deg}$) 付近で最も翼後方で発生していることが分かる。以上の結果からNEXST-1の自然層流翼の設計が妥当であることがわかる。また、翼設計に用いたCFD解析ツールや境界層遷移解析ツール^{14,15)}の妥当性も検証することができた。

以上のようにCFDによる空力設計の妥当性を風洞試験により検証した。風洞試験結果やCFD解析結果と比較的に良好な一致が得られている。また、境界層遷移計測結果から設計点付近で遷移位置がもっとも後退していることから、自然層流翼設計コンセプトの妥当性を定

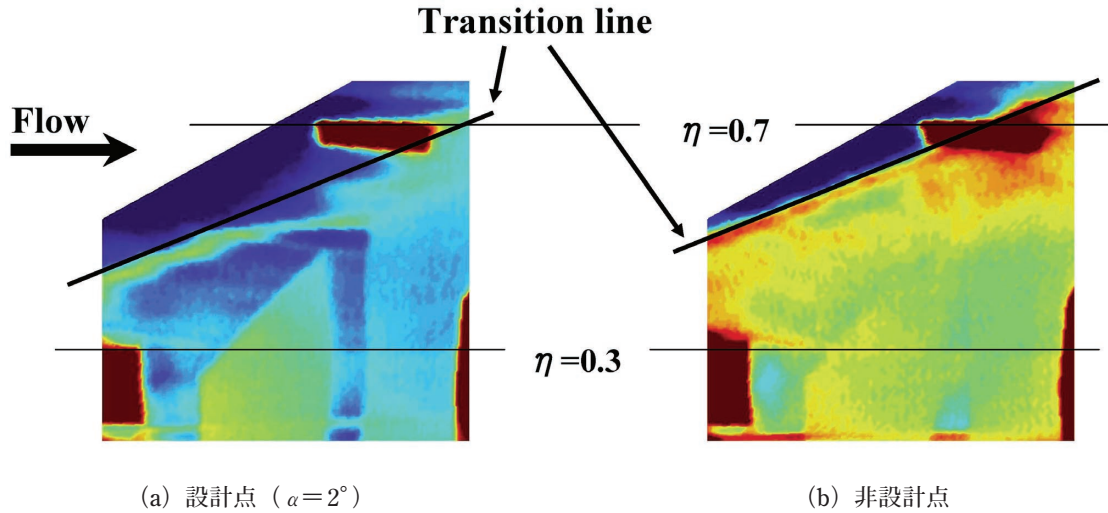


図11 IRカメラによる主翼上面遷移計測 (ONERA-S2MA風洞試験, $M_\infty = 2$, $P_0 = 60\text{kPa}$)

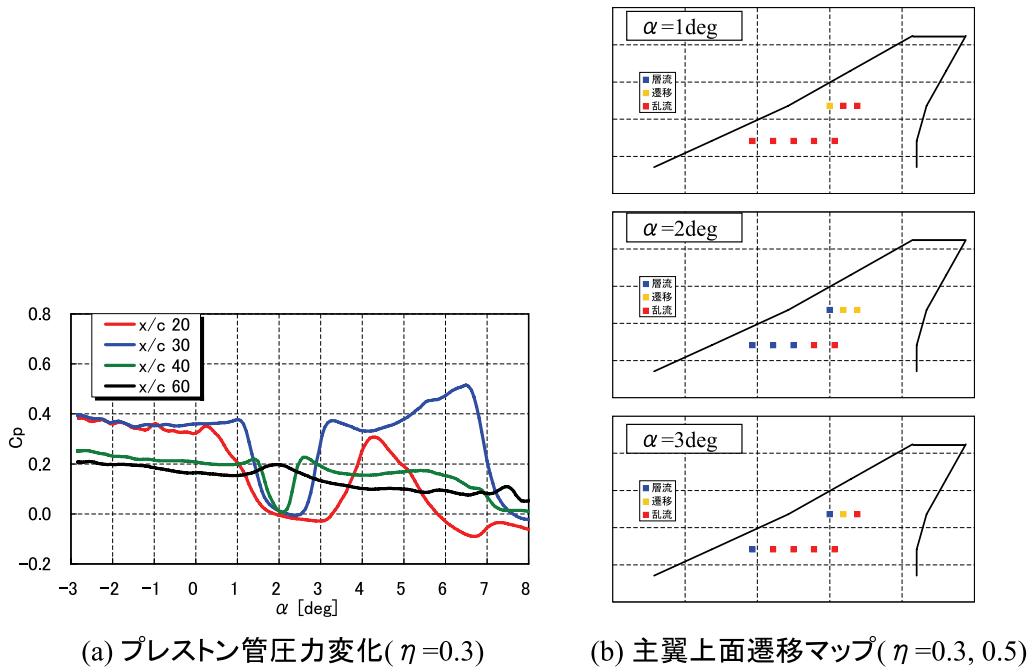


図12 プレストン管による主翼上面遷移計測 (JAXA-超音速風洞, $M_\infty = 2$, $\beta = 0\text{deg}$)

性的に検証した。しかしながら、風洞試験では模型製作における精度、風洞気流の乱れなど従来の風洞試験における制限や限界が存在する。風洞実験と飛行実験の違いとして一般的によく知られる Re 数効果のほかに、前述したように風洞試験模型の前縁付近の製作誤差は主翼前縁付近の C_p 分布の特性が重要である今回の NEXST-1 における評価にはある程度の限界があると言える。また、境界層遷移特性においては気流乱れと遷移との関係が明確化されてないこともあり、定量的な評価までには至らない。逆に言えばこのような差異があるため、設計概念を実証するためには飛行実験が必要となる。

(2) 付加物の影響

飛行実験の NEXST-1 には飛行実験の成立性、安全性を確保するため飛行性能とは関係ない付加物と呼ばれるものが取り付けられている (図6参照)。ADSプローブ (エアータシステム計測用プローブ) は機体の姿勢、マッハ数などを算出するためのピトープローブであり、全温度センサー (TAT) もマッハ数算出用の温度センサーである。また、主翼下面には飛行実験時に飛行状態を把握するため機体モニター用のカメラのフェアリングが取り付けられている。これらの付加物中で空力特性への影響が比較的に大きいと考えられる付加物 (ADS, TAT, カ

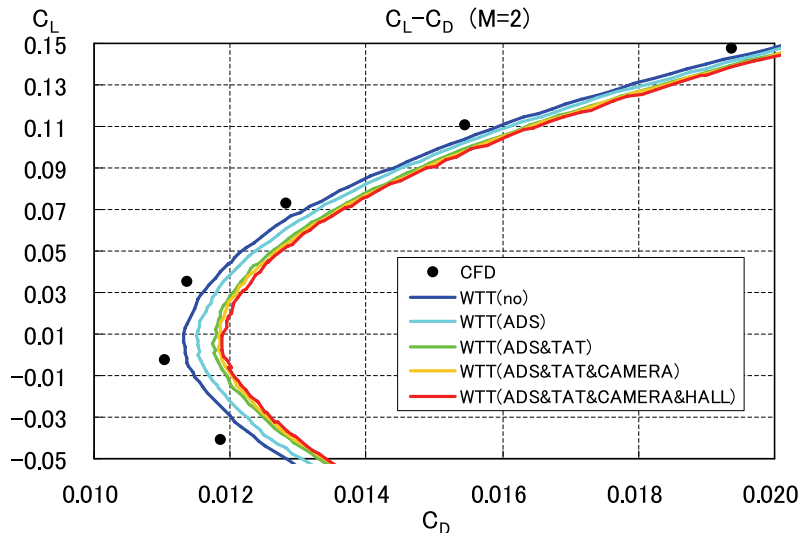


図13 代表的な付加物の影響 ($M_\infty=2$, ADS, TAT, カメラ用フェアリング, 結合部)

メラ用フェアリング) について影響を把握する必要がある。これらの付加物の影響を風洞試験により調べた。図13には $M_\infty=2$ で付加物有無での C_L-C_D 特性を示す。付加物により抵抗が $C_D=0.0006$ 程度増大されることが分かった¹⁸⁾。なお、飛行実験後に非構造格子のTAS(Tohoku Univ. Aerodynamic Simulation) コードを用いた解析結果、付加物により $C_D=0.0005$ 程度増加しており、風洞試験と同様な結果が得られていることを確認した。

第4章 空力計測

NEXST-1の飛行実験では多くのデータの計測を行っている。計測内容は、飛行実験を成立させるためのデータ、飛行安全を確保するためのデータ、また、飛行実験の目的を達成するためのデータに分類される。この章では飛行実験の目的を達成するために行った計測の中で、空力設計の妥当性を検証するための計測内容、システムについて述べることにする。NEXST-1の空力計測系の詳細は文献19-22に詳しい。空力計測システムと飛行パターンはお互いに深く関係している。例えば、計測センサーの測定レンジは飛行高度に強く依存する。ここでは、空力計測システムについて述べ、次章で飛行計画について述べることにする。

(1) 空力計測の目的

NEXST-1の飛行実験における空力計測は第2章で述べた空力設計の妥当性を検証するのに必要なデータを取得することを目的とする。そのため、先述の空力設計コンセプトの検証に適切なデータを選定し、選定された内容が必要とされる精度を有するシステムを構築する必要がある。本実験では、主として以下に述べる3種類のデータ(表面静圧, 境界層遷移, 空力荷重)を計測

することとし、これら3種類のデータを解析するために必要な付加的なデータ(構造など)も併せて計測した。飛行実験中の正確で信頼性の高い空力データ取得が計測系の目的である。

- ・表面静圧：機体周りの表面静圧を計測することにより自然層流翼特有の圧力分布になっていることを確認する。また、主翼の表面静圧データより主翼のスパン方向荷重分布をもとめ、主翼ワープ設計の妥当性を確認する。これらの結果はNEXST-1の空力設計に用いたCFD解析結果と比較することにより評価する。
- ・境界層遷移：主翼上面および前胴の境界層遷移を計測し、自然層流翼設計の妥当性を検証する。検証方法は設計点と非設計点における主翼上面の遷移位置を比較する。また、実飛行環境での境界層遷移計測データは境界層遷移予測ツールの精度向上においてとても貴重なデータとなることが考えられる。
- ・空力荷重：飛行中の機体に働く揚力, 抗力などの空力荷重を計測する。このデータにより空力設計コンセプトの妥当性を総合的に評価することができる。すなわち、空力設計の目標である抵抗低減の効果を評価する。
- ・その他のデータ：飛行実験では機体は空力荷重により構造的に撓む。そのため飛行中の機体の形状を正確に把握する必要がある。また、機体の姿勢を計測し、これらのデータを用いて空力データを解析する。

(2) 計測系設計

飛行実験の厳しい環境に耐え、なおかつ短い計測時間

に正確なデータ取得ができる計測系の構築を目指した。全体的な設計方針としては1) 計測要求性能, 飛行環境を満たすこと, 2) 開発リスク, コスト低減を考慮すること, 3) 計測データは記録, 再生できると同時に一部のデータはリアルタイムで地上に送信することである。詳細は文献11を参照されたい。

図14に実験機搭載計測系のブロック図を示す。計測系は各種センサーやコントローラー部, 信号処理器, データレコーダで構成されている。各種センサーにより計測されたデータは信号処理器で演算処理, PCM信号化されデータレコーダとテレメータ送信機に送られると同時に機体搭載のデータレコーダにPCM信号が記録される。

a) 表面静圧計測系²²⁾

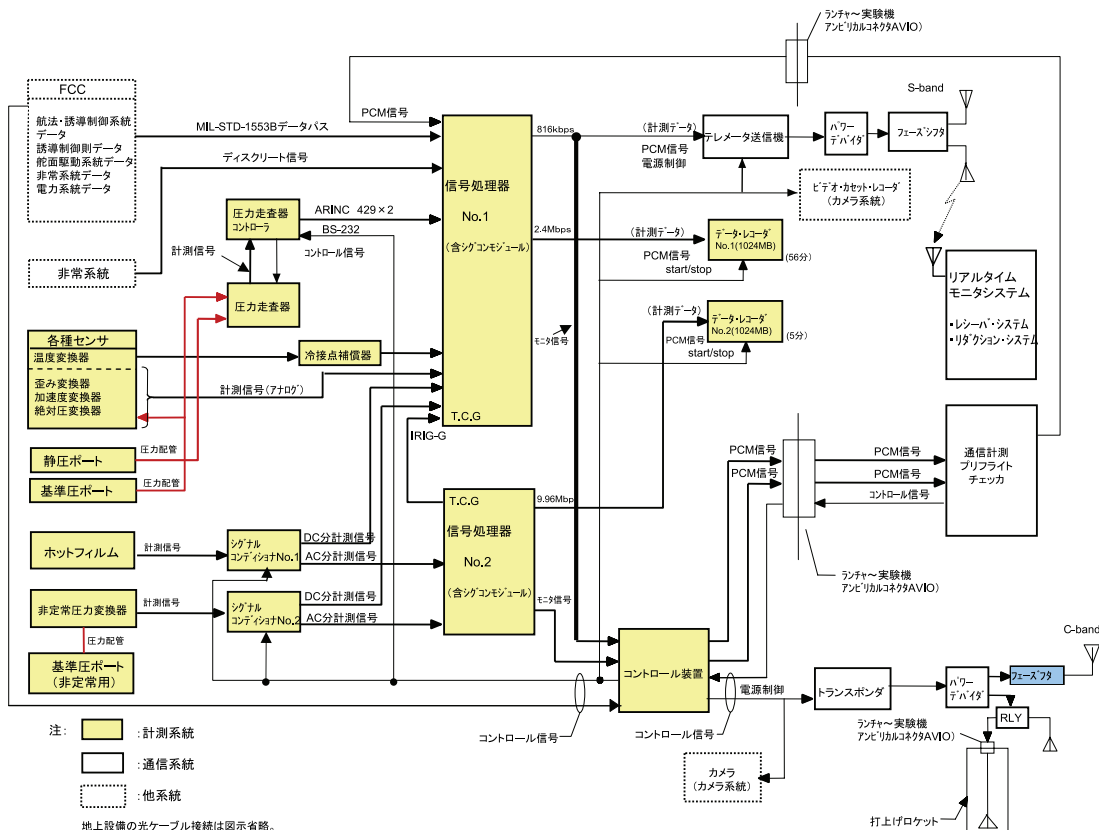
表面静圧計測は主翼上下面を中心に胴体, 尾翼を含め計313点の静圧孔の圧力を計測する(図15, 表1)。静圧計測には多点の計測を同時に行う必要があることからScani-valve社製ZOC33差圧型の圧力走査器(64ch×7台)を用いた。圧力走査器は胴体内部に設置し, 各圧力孔からはウレタン製の圧力配管を用いた。また, 差圧型圧力走査器の背圧(基準圧)には飛行中圧力変動が少ないと考えられるノーズ付近の静圧を選んだ。この基準圧を絶対圧センサー(TKK社製CAT-130-1)で計測し, ADSで計測した静圧, 動圧を用いて圧力係数 C_p を求めた。この基準圧の絶対圧センサーへの配管や7台の圧力走査器の背圧への配管は, その長さや配管径を一致させ, 同一の圧力が印加されるように設計した。図16には静圧計測系のブロック図を示す。

前述のように静圧孔から圧力走査器までは長く細い配管でつながっている。さらに飛行実験中に計測される圧力は低い値(絶対圧)であるため, 圧力の配管応答遅れが懸念された。そのため, 圧力配管応答遅れ推算法²³⁾を検証した後, この方法で飛行実験での配管応答遅れを推算した。NEXST-1に装備されている圧力配管を模擬し, 表面静圧はCFD解析結果から α -sweep計測フェーズでの表面静圧を算出し, 圧力走査器で計測される圧力を求めた。これらの圧力配管応答遅れ推算結果を用いて計測精度を満たすような飛行パターンを決定した。表面静圧係数の不確かさは, NEXST-1を用いて行った精度評価試験結果に, ドリフトによる誤差成分や圧力配管応答遅れ誤差(許容値を定義), ADSにより計測される静圧, 動圧の誤差から算出した(詳しくは文献24参照)。NEXST-1表面静圧計測における圧力係数 C_p の不確かさは, 高度18kmでの C_p の不確かさは $\Delta C_p = \pm 0.0115$ である。

b) 境界層遷移計測系²⁵⁾

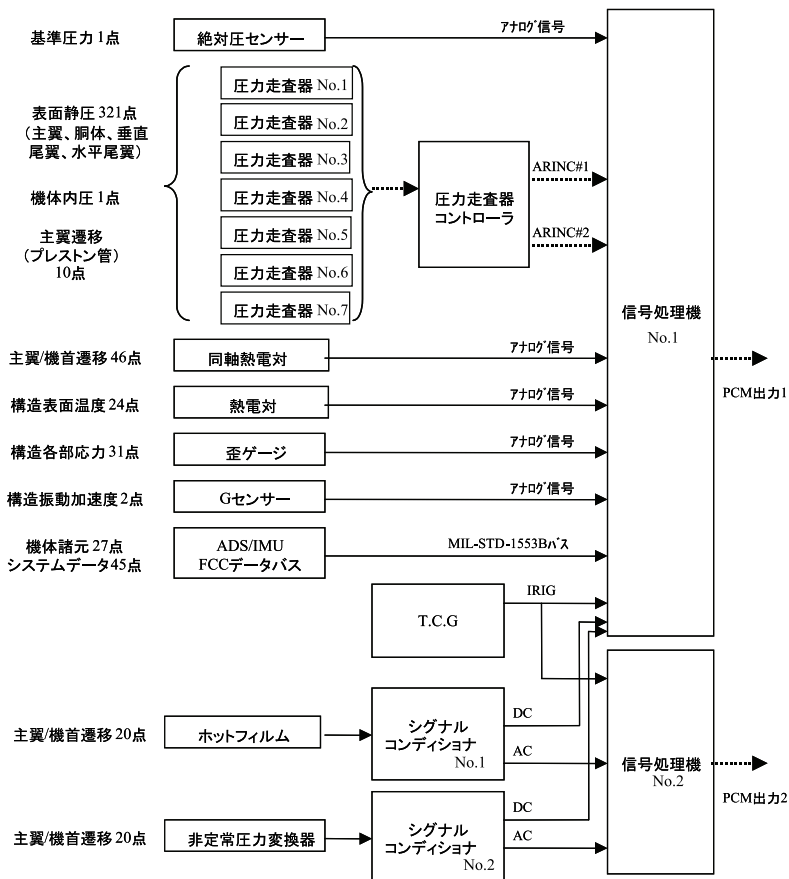
境界層遷移計測は4種類のセンサー(ホットフィルム, 非定常圧力センサー, 同軸熱電対, プレストン管)で行い(図17), 遷移位置を検出する。遷移センサーはADSによる気流への影響をさけるため左翼上面を中心に前胴, 右翼に設置されている。また, 上流側に位置した遷移センサーによる流れの汚染を避けるため, 主翼上面の各遷移センサーは後方に行くにつれ15度の角度で内側にシフトさせ位置させた(図18)。遷移計測系で扱う出力は微弱であるため, 遷移計測には細心の注意を払いノイズ対策を施した²⁵⁾。

- ・ホットフィルムセンサー(HF): 境界層内の壁面剪断応力を計測し遷移を判断する。高い応答特性を持ち, 時間変動成分の変化, 不安定攪乱の増幅なども捉えることができる。ホットフィルムセンサーはDANTEC社製55R45と同等品である(図17(a))。NEXST-1用に開発されたシグナル・コンディショナー#1(共和電業社製)を用いた。出力は高周波の変動を確実に捉えることができるよう, 100Hz以下のDC成分と10Hz~10kHzのAC成分に分離され, 別々の信号処理器に入力される(図19)。なお, AC成分は60倍のゲインで増幅した。
- ・非定常圧力センサー(DP): 非定常圧力センサーは表面静圧の時間変動成分を計測する。半導体ストレインゲージ型のKulite社製XB44-093で0.7BARの差圧型(図17(b))である。センサーを駆動する増幅器(共和電業社製シグナル・コンディショナー#2)はNEXST-1用に開発された。センサー出力はHFと同様, 100Hz以下のDC成分, 10Hz~10kHzのAC成分に分解し, 処理, 記録される(図19)。なお, AC成分は100倍のゲインで増幅した。
- ・同軸熱電対(TC): 熱電対は機体表面温度の変化が, 境界層の流れの性質による熱伝達係数の違いに依存していることに着目した手法である。熱電対は同軸の非接地型Kタイプ(Cr/Al; 岡崎製作所製NBS Cir: 561)である(図17(c))。基準低温度接点を与えるため冷接点基準器を用いている。また, 高応答性を実現するため, また機体内部の温度の影響を避けるため, 同軸熱電対と機体間には断熱材のセラミックで覆った。センサーと冷接点基準器からの信号は信号処理器内の熱電対アンプで増幅され, 250Hzで処理される(図19)。
- ・プレストン管(Pr): プレストン管は境界層のごく低層の総圧を計測し境界層内速度プロファイルの違いから遷移を計測する。そのためセンサーは機体表面に接するように設置するが, これが突起となり下流の流れを乱す。そこでNEXST-1では他セ



(a) 全体図

図14 実験機搭載計測系ブロック図



(b) 詳細図

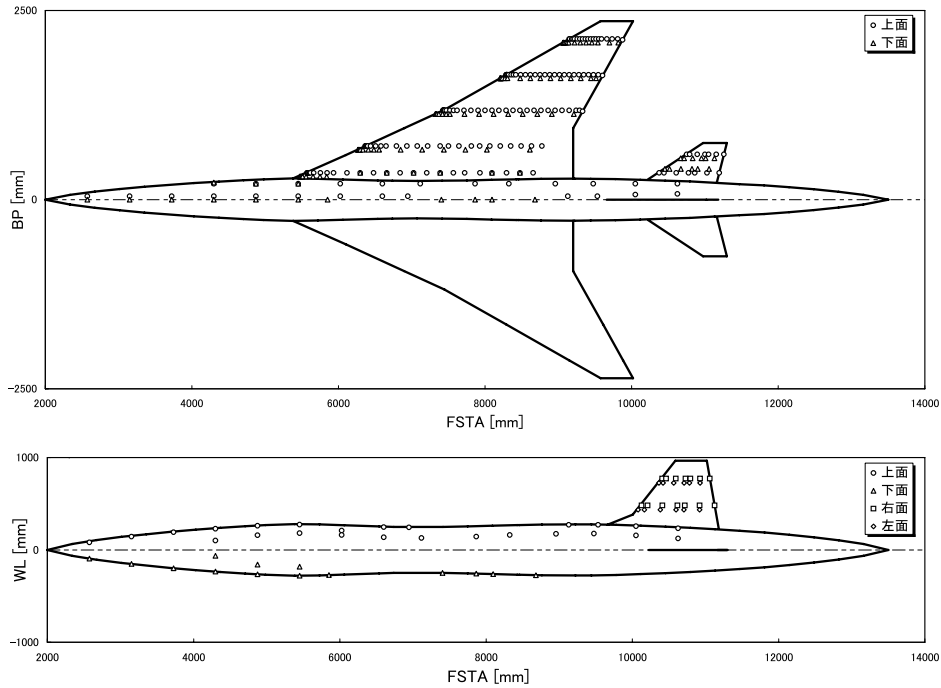


図15 表面静圧計測位置

表1 圧力計測点分類表

位置		η	計測点数		
			詳細	部位別小計	
胴体	上面	0.02	13	25	39
		0.09	12		
	下面	0.00	11	14	
		0.09	3		
主翼	上面	0.15	27	134	222
		0.30	27		
		0.50	31		
		0.70	30		
		0.90	19		
	下面	0.11, 0.13, 0.15	17	88	
		0.28	17		
		0.48	19		
		0.68	19		
		0.88	16		
水平尾翼	上面	0.50	7	14	26
		0.80	7		
	下面	0.45	6	12	
		0.75	6		
垂直尾翼	右面	0.47	7	14	26
		0.80	7		
	左面	0.54	6	12	
		0.73	6		
表面静圧小計			313		
プレストーン管			10	10	19
配管分岐			7	7	
内圧計測点			2	2	
全体計測点数			332		

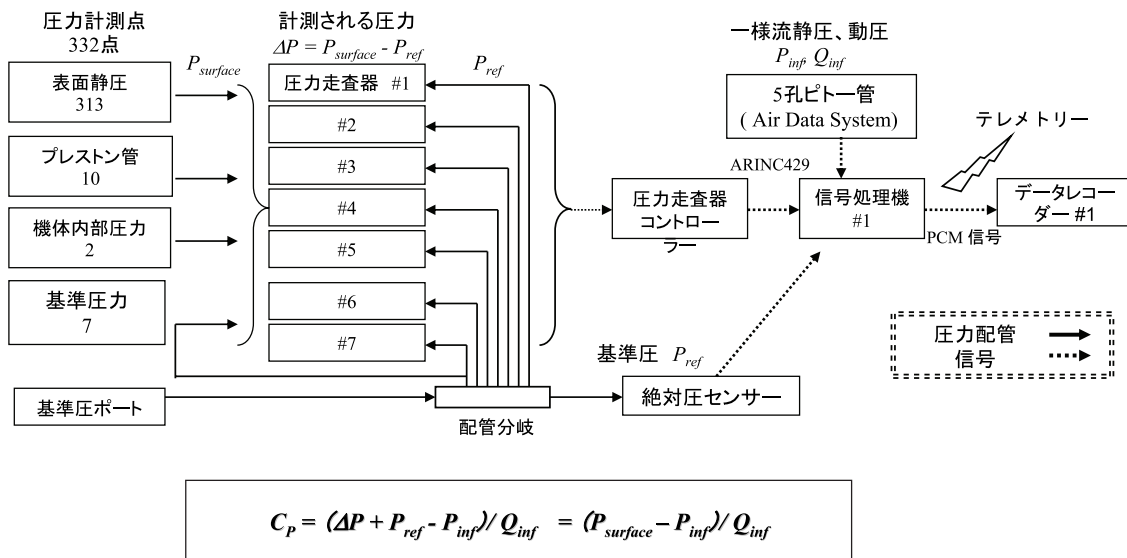


図16 表面静圧計測ブロック図（表面静圧，プレストン管）

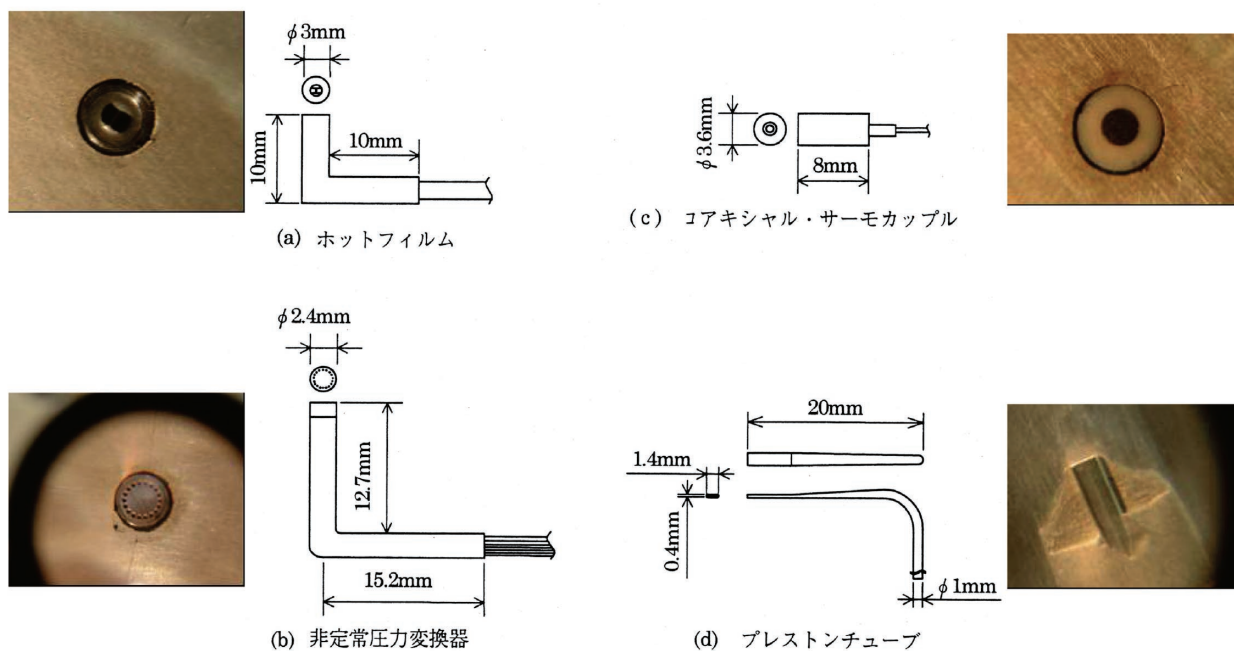


図17 境界層遷移計測センサー

センサーへの影響がないような10点の位置にプレストン管を設置した(図17 (d))。プレストン管はステンレス鋼製で気流流入孔の形状は丸みを持たせた矩形形で、外径が高さ0.4mm、幅1.4mmである。プレストン管の計測系は表面圧力計測システムと同じである。

境界層遷移は一般に供試体の表面粗度に大きく依存する。そのため、NEXST-1の主翼は表面平滑を行った。機体表面は、遷移計測用の風洞模型の様に表面粗さが0.3mRMS以下となることを目標に研磨した。ファスナーやパネルの継ぎ目は、遷移を計測する領域では接着

剤で、それ以外はシーラントで埋めた上で、表面を平滑化し段差をなくした。飛行実験前後に機体表面粗度を計測した。その結果、中心線平均粗さ(Ra)は素材面で2μmRMS以下であった。ファスナーおよびパネルの継ぎ目の段差については、サンプルピースによって接着剤が剥離する危険性があることから、飛行後のみに参考データとして計測した。飛行実験時のファスナーおよびパネルの継ぎ目の段差は、実測していないので不明であるが、指による触診でわかる段差はなかった。また、粗さも金属素材の表面との差異はなかった。従ってパネル継ぎ目やファスナーによって遷移が促進されている

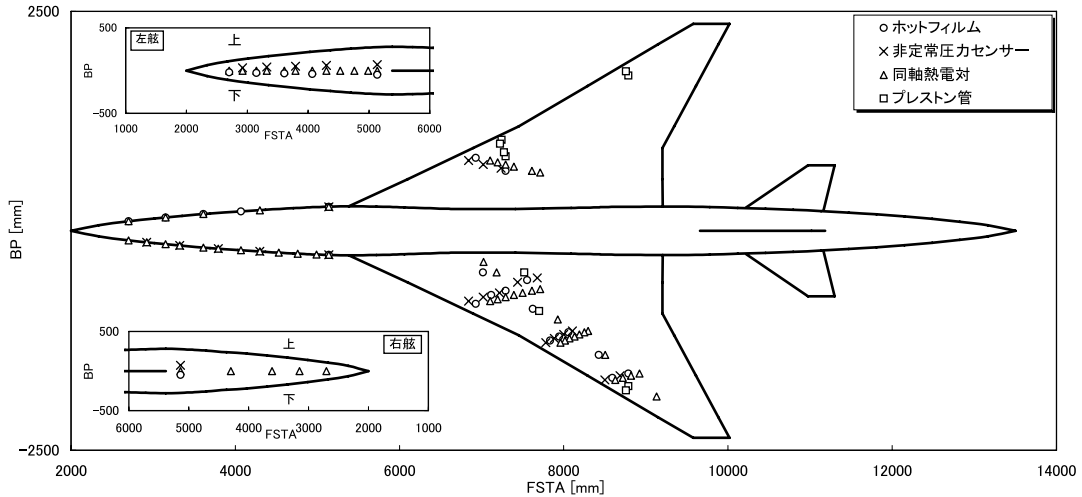


図18 境界層遷移センサー位置

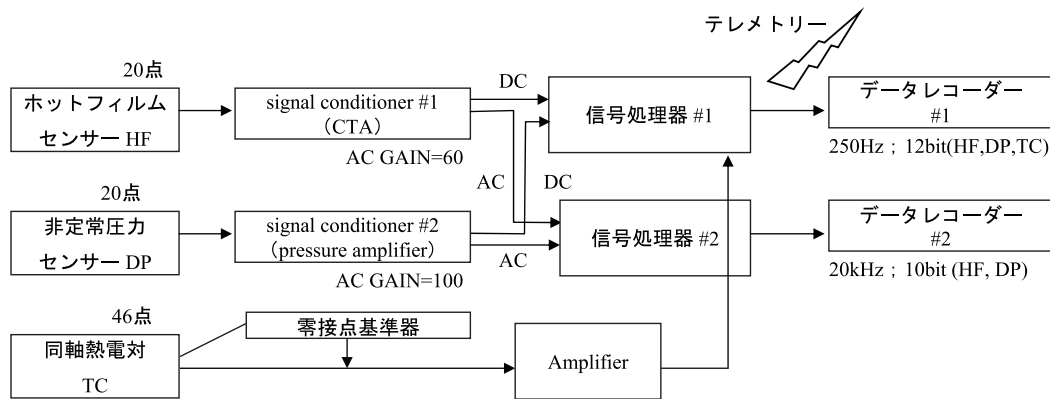


図19 境界層遷移計測系のブロック図

ことはないと考える。表面粗度と遷移との定量的な相関は明確にされていないが、この値は経験的に境界層遷移促進に影響しない十分な値であったと考えられる。また、この値は飛行実験前後で変化しておらず、飛行実験中の表面粗度と判断できる。

c) 空力荷重計測系²⁶⁾

飛行実験中のNEXST-1に働く全機空力荷重は慣性航法装置 (IMU; Inertial Measurement Unit) により計測する。IMUは機体運動を検出するためのセンサーであり、機体の加速度を計測することにより空力荷重を算出する。IMUはそのほかにも航空機の誘導制御に必要な速度、位置、姿勢などを算出することができる。IMUは航空機搭載実績が多く、小型で高性能なH-764J/G (ハニウェル社製) であり、実験機中胴に搭載した (図20)。IMUにより計測される機体軸系の空力荷重をADSにより計測される迎角により揚力と抵抗に変換し、揚抗比を算出する。

NEXST-1の空力荷重を評価するためには高精度の空力荷重計測が要求される。本空力荷重計測系の不確かさは、高度18kmにおいて揚力係数の不確かさ $\Delta C_L = 0.00073$ 、抗力係数の不確かさ $\Delta C_D = 0.00036$ である。

(3) 計測系の健全性評価

飛行実験により計測される空力データの健全性は飛行実験直前までの健全性確認結果、飛行実験データ解析結果、また飛行実験後に行った健全性確認結果から総合的に評価する。この節では地上試験結果から空力計測系の妥当性について述べる。

表面静圧の全ての計測点において飛行実験直前まで健全であり、なお要求精度を満たしていることを確認した。圧力配管系は飛行実験直前まで全ての計測点において配管の漏れ、つまりがないことを確認した。また、飛行実験後、実験機を回収し圧力走査器、絶対圧センサー単体での健全性確認を行った。その結果、表面静圧計測系は飛行実験後も実験前と同等の精度を保っている

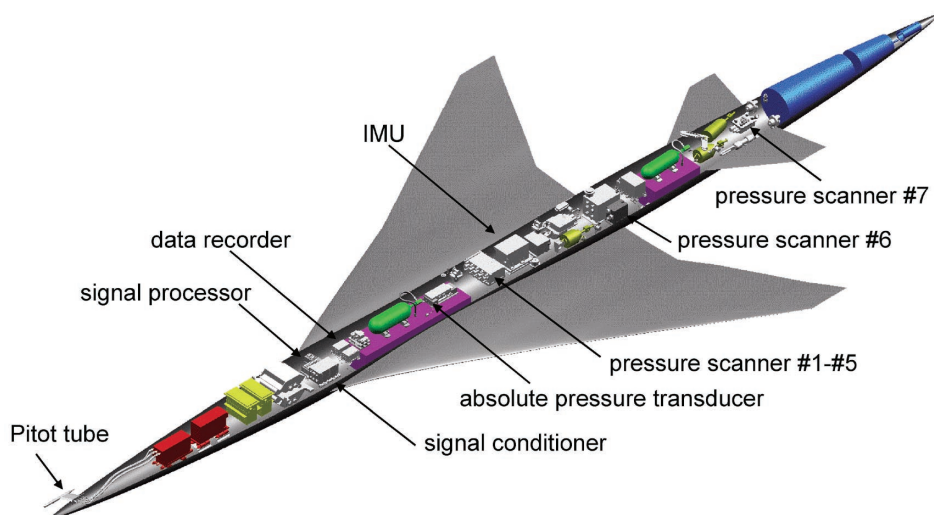
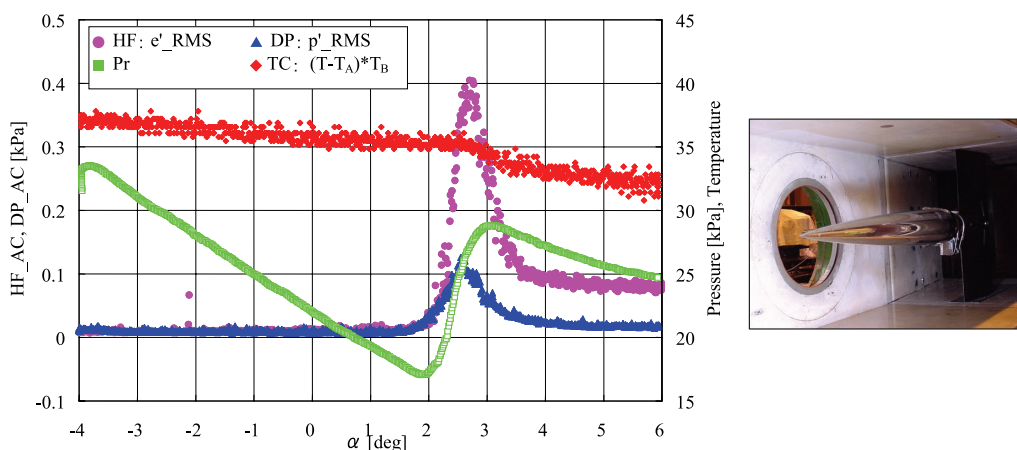


図20 実験機装備品搭載状況

図21 NEXST-1遷移計測システム確認風洞試験 ($M_\infty=2$, $P_0=100\text{kPa}$)

ことを確認した。このことから、飛行実験中にも表面静圧計測系は正常に機能していたことが推測される。

図21にはNEXST-1に実装された遷移計測センサーと同一のセンサー（実装センサー）、シグナル・コンディショナー #1および#2を用いて行った風洞試験結果を示す。実験機のノーズ部を模擬した模型にホットフィルム、非定常圧力センサー、熱電対、プレストン管をNEXST-1と同様に装備しNEXST-1の超音速巡航時である $M_\infty=2.0$ において境界層遷移が計測できるかを確認した。風洞試験では飛行実験の α -sweepフェーズを模擬し α を連続的に変化させた。それぞれのセンサー出力は α の変化に追従しており、応答性が十分速いことを示している。また、4種類のセンサーでほぼ整合性を保って境界層遷移が検出されていることが分かる^{19,20,25}。この結果から、それぞれ異なるメカニズムで遷移を計測するセンサー間の相関を把握するとともに、遷移計測システムの妥当性を確認した。豪州では飛行実験の直前まで

遷移計測システムの機能試験、技術試験を行い、システムの健全性を確認している。飛行実験後に行った健全性確認試験では計測システムの健全性を再確認しており、以上のことから境界層遷移計測系の設計は妥当であると推測される。

空力荷重はIMUセンサーより計測された機体軸回りの x , y , z 方向加速度成分から揚力、抗力を含む空気力6分力を求める。飛行実験前には重力による確認やIMU実走試験などにより空力荷重計測系が正常であることを確認し、空力荷重計測系の設計の妥当性を確認した。

第5章 飛行実験

(1) 飛行実験計画^{2,26,27}

NEXST-1の飛行実験では上記の空力設計コンセプトの妥当性検証が目的の一つである。そのため、前述の計測方法で空力設計コンセプトが検証できるような飛行パターンを選んだ。飛行パターンは空力設計検証を

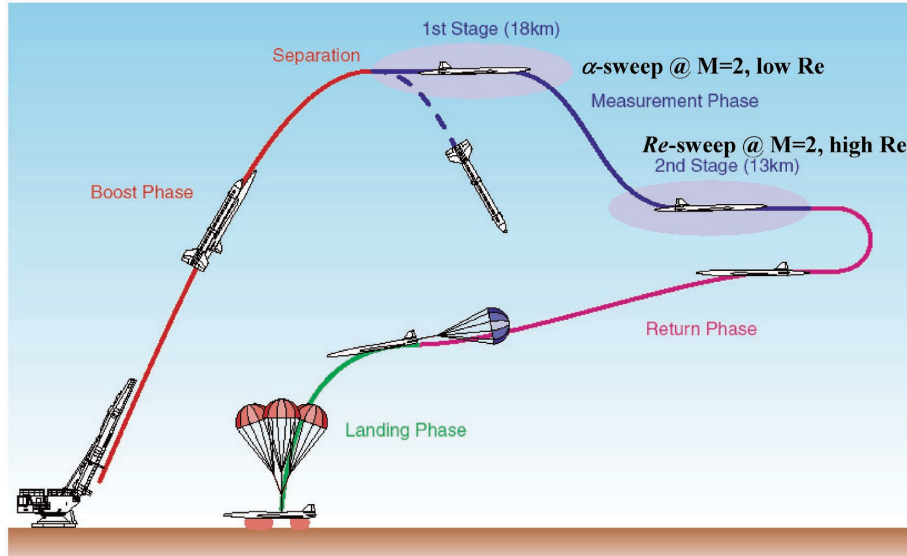


図22 NEXST-1飛行パターン

目的とした空力計測フェーズを2つ設けた。図22には飛行実験全体の飛行パターンを示す。第1の空力計測フェーズである α -sweep フェーズでは高度18kmで設計マッハ数 $M_\infty=2$ を維持しながら設計迎角を含む6点の迎角をピッチ&ポーズで飛行した。空力計測フェーズでは、同一のマッハ数、レイノルズ数で設計迎角を含む6点の異なる迎角のデータが取得できる。一方、第2の空力計測フェーズである Re -sweep フェーズでは高度12km、 $M_\infty=2$ 、 $C_L=0.1$ を維持しながら高度変化によりレイノルズ数を変化させた。この空力計測フェーズでは、同一のマッハ数、迎角（設計点）において異なる Re 数のデータが取得できる。そして同一のマッハ数、迎角における α -sweep でのデータと Re -sweep での結果を比較でき大きく異なる Re 数でのデータを取得することができる。 α -sweep の飛行パターンはピッチ&ポーズ形式にすることにより表面圧力計測における圧力配管応答遅れの影響を除去でき高精度の表面静圧データが取得できるようにした。境界層遷移計測の一部のデータに関してはデータ記録容量の制限から計測フェーズ直前からデータ取得を行うようにした。

NEXST-1 飛行実験の飛行経路を図23に示す。また、図中には予測していた飛行経路も重ねてプロットしている。定量的な差は見られるが全般的に計画どおりの飛行を行っており、空力モデル、誘導制御などが全て正常であることが分かる。文献26には飛行実験全般や誘導制御に関して詳しく述べられている。図24には空力計測フェーズにおけるマッハ数 M_∞ 、迎角 α 、高度 h 、単位レイノルズ数 Re_u の時系列データを示す。計測フェーズ区間でマッハ数は $M_\infty=2.0 \pm 0.05$ 以内であることが分かる。また、迎角時間履歴を見ると α -sweep フェー

ズでは6段階のステップ状の変化をしており、 Re -sweep では一定値を示す。表2には空力計測フェーズにおける空力データ評価点の一覧を示す。それぞれのステップで一定時間間隔のデータを平均し代表点とした。また、 Re 数の時間履歴では α -sweep フェーズと Re -sweep フェーズの間で Re 数が大きく変化している。これは高度の時間履歴をみると分かるように高度変化による密度の変化に起因するものである。これらの結果から、空力計測フェーズにおける飛行条件は要求を十分に満たすものであると判断される。すなわち、空力設計コンセプトが検証できる飛行が行われていることが確認できた。

(2) 空力データ

飛行実験により取得された空力データの計測システムの妥当性に関しては第4章(3)節で述べている。また、飛行実験における飛行経路や条件が飛行実験による検証目的を満たしていることを第5章(2)節で確認した。この節では飛行実験により計測されたデータから健全性を評価する。

a) 表面静圧

図25には α -sweep フェーズにおける表面静圧の値、静圧や動圧を用いて無次元化した圧力係数 C_p の時系列データを示す。 α のステップ状の変化に伴い主翼上面の静圧もステップ状に変化しているのが分かる。しかしながら、 α の変化に比べ、静圧の変化は多少の時間遅れをもって変化している。これは圧力配管に起因する圧力応答遅れによるものである。また、 α が静定した後も表面静圧が緩やかに変化している。これは機体が静定しても高度が変化するため、表面の圧力値が変化するため

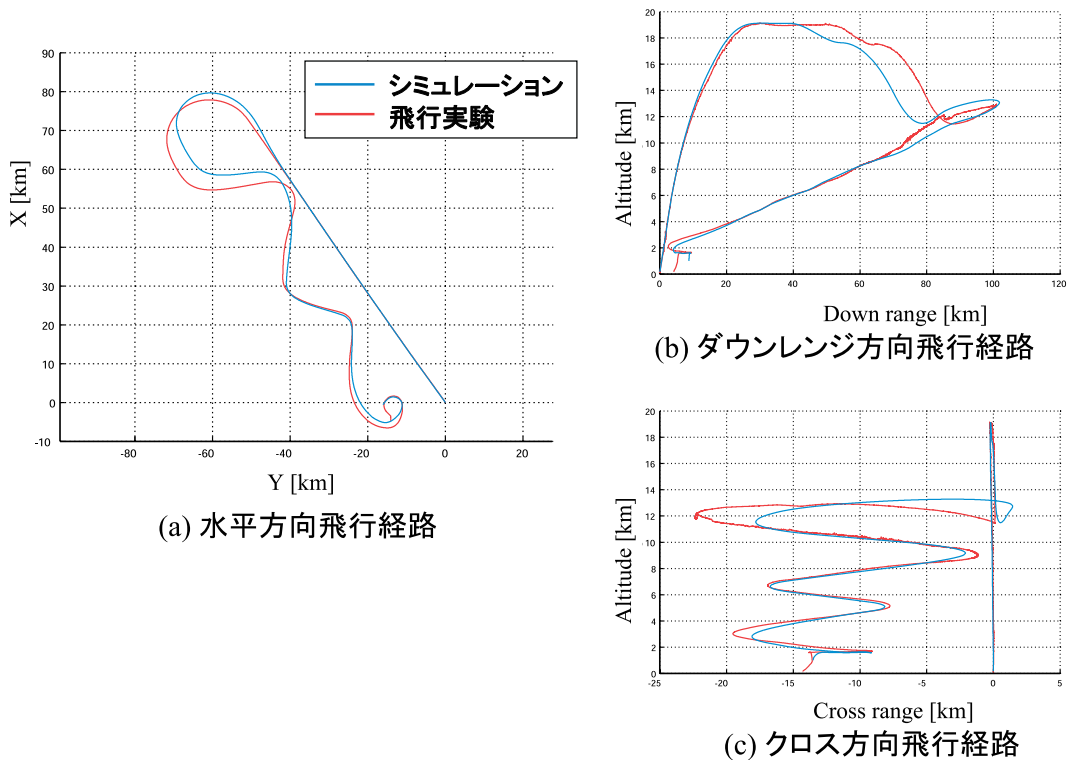


図23 NEXST-1飛行経路

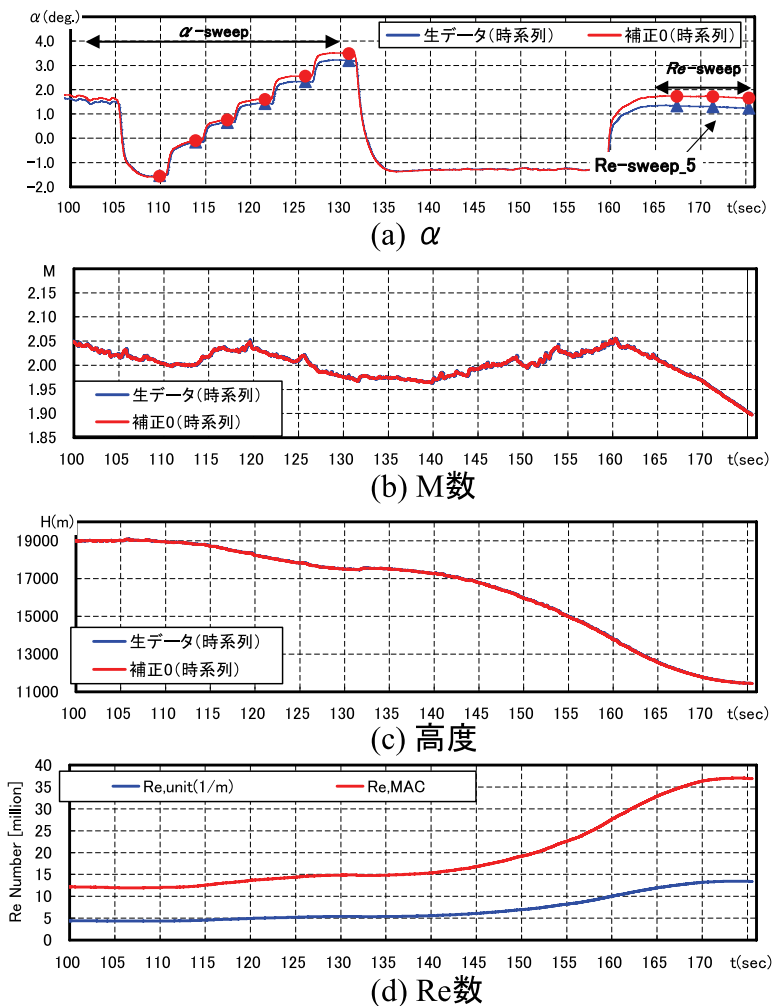


図24 計測フェーズでの飛行データ

表2 空力計測フェーズにおける代表点 (表面静圧計測)

計測フェーズ	step No	打上からの時刻(平均) T_{Lo} [sec]	気圧高度 [m]	Mach	α [deg]
α -sweep	1	110.50	18.92	2.00	-1.52
	2	114.50	18.77	2.02	-0.09
	3	117.98	18.44	2.03	0.77
	4	122.22	18.04	2.02	1.59
	5	126.66	17.68	2.00	2.54
	6	131.43	17.47	1.97	3.45
Re-sweep	1	167.35	12.14	1.99	1.70
	5	171.35	11.65	1.95	1.68
	9	175.35	11.45	1.90	1.71

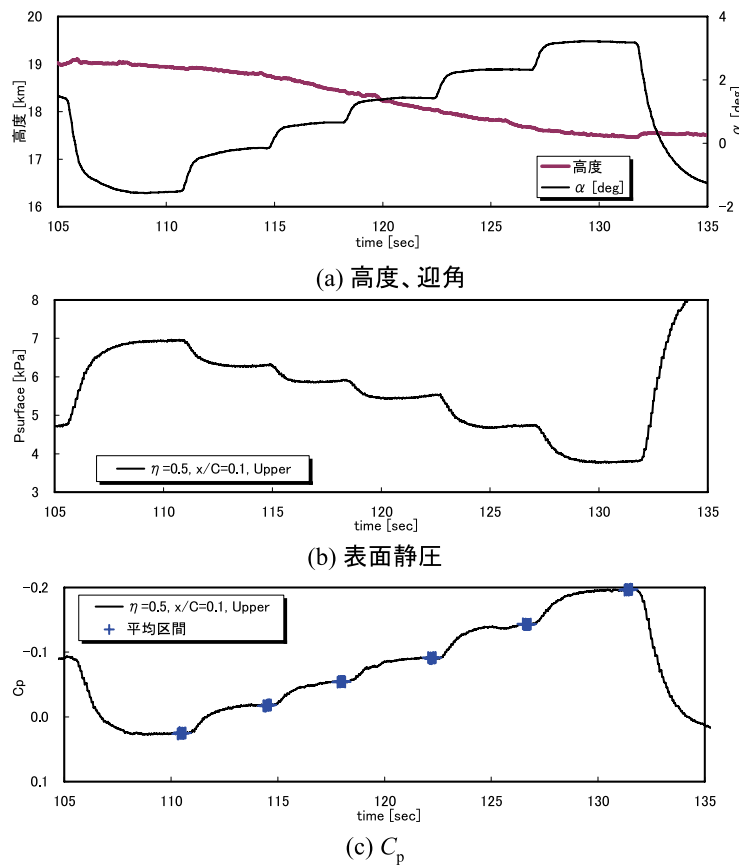


図25 α -sweepフェーズでの表面圧力時系列データ (主翼上面, $\eta=0.5$, $x/c=0.1$)

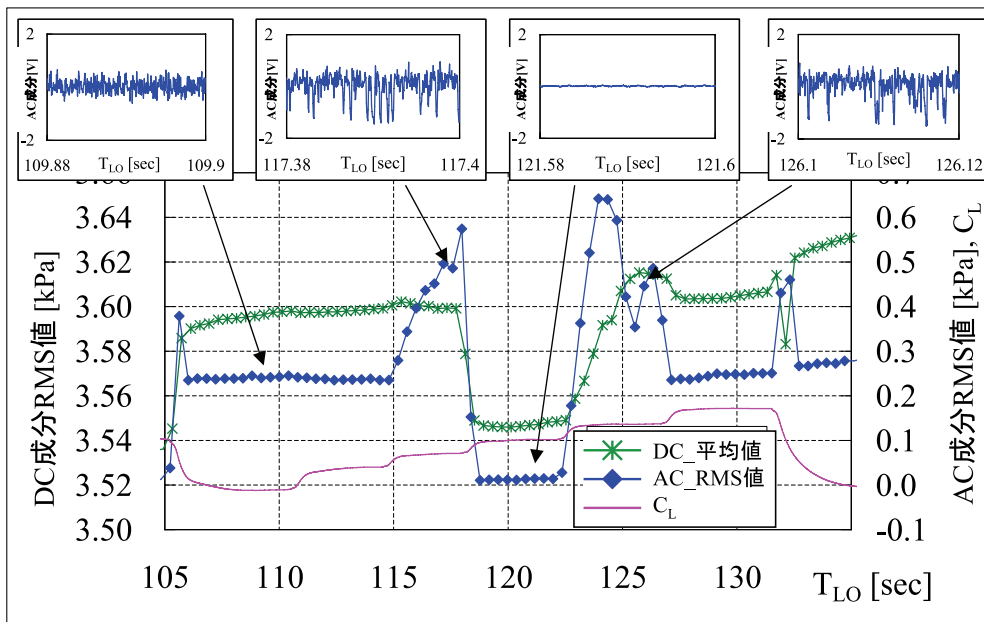
ある。しかしながら、圧力係数を見るとそれぞれの α ステップで一定値を示す区間が存在しており、圧力配管の応答遅れがほぼ無視できるようなデータが取得されていることがわかる。さらに、飛行実験後着地した状態での圧力データを見るとデータのドリフトは許容範囲内であることを確認した。また、全ての計測点において圧力配管のつまり、漏洩が推測されるような不自然なデータは見られなかった。以上のことから、飛行実験により計測された表面静圧のデータは空力的な観点から妥当

なデータであると判断される²⁸⁾。

b) 境界層遷移^{19,20,25)}

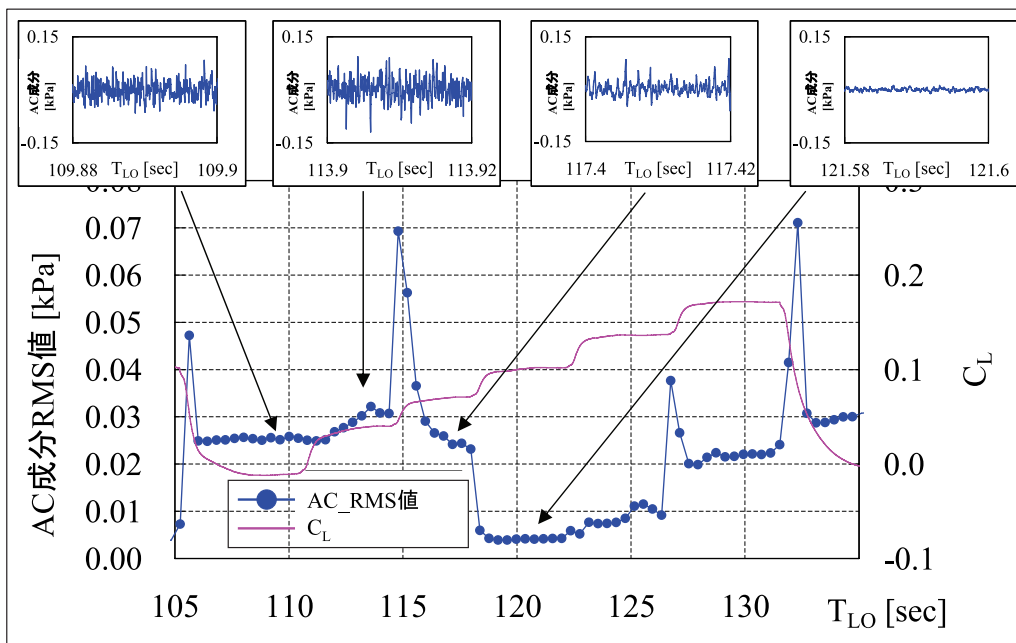
図26には α -sweepフェーズにおける境界層遷移計測用の異なる4種類のセンサー出力を示す。この図ではそれぞれのセンサー位置が異なるため、4種類のセンサー出力の振る舞いはそれぞれ異なる。

- ・ホットフィルムセンサー (図26 (a)) : AC成分の電圧値の挙動が α のステップに対応して変化してい



(a) ホットフィルムセンサー出力

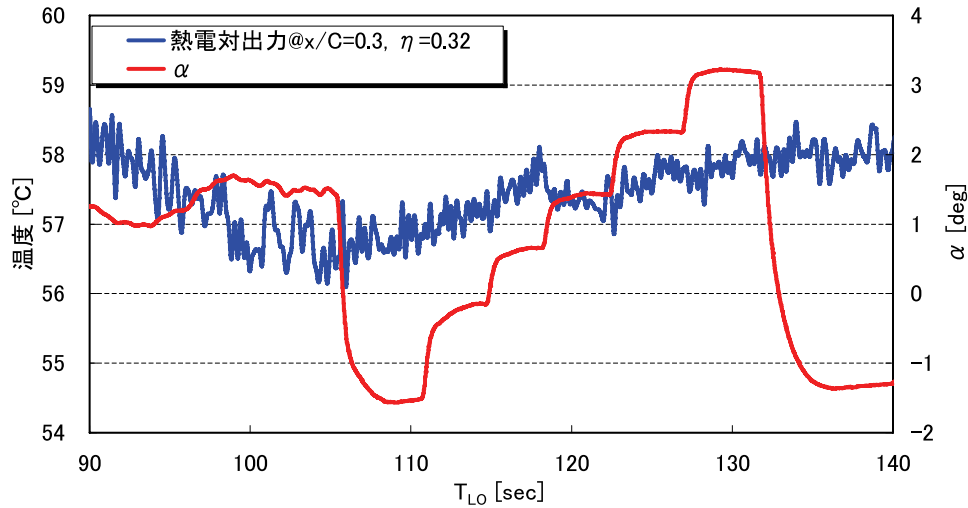
図26 α -sweep フェーズにおける境界層遷移計測



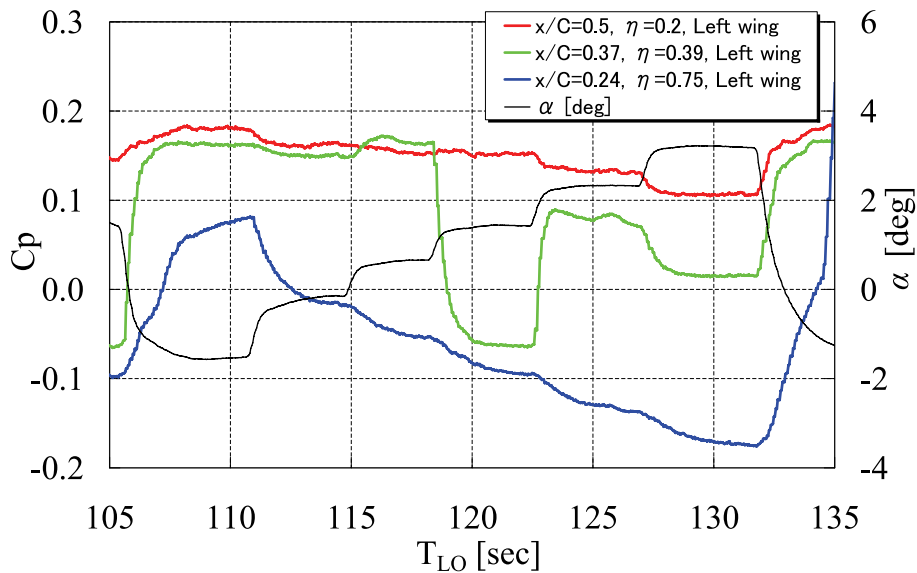
(b) 非定常圧力センサー出力

ることがわかる。第4 (2) 節で述べたように乱れの小さい場合 ($T_{LO} = 120\text{sec}$ 近傍) が層流に対応し、大きい場合 ($T_{LO} = 110\text{sec}$ 近傍など) が乱流に対応する。これらの結果は風洞試験で見られた境界層遷移を計測した場合と定性的に一致する。また、計測値を見ると層流であると判断される迎角を前後に上向きや下向きのスパイク状の変化が見られる。これは境界層の遷移過程を捉えた場合に見ら

れる特有の変化であり、本飛行実験でも同様に境界層遷移過程が明確に計測できたものと考えられる。一方、DC成分もAC成分の変化に対応し、風洞試験と同様に層流から乱流への遷移過程を捉えていることがわかる。ところで、 $T_{LO} = 120\text{sec}$ 近傍でセンサー出力から流れが層流と判断される迎角はNEXST-1の設計点である。NEXST-1は超音速巡航時の抵抗低減を目標に設計されているため、こ



(c) 熱電対出力



(d) プレストン管出力

の設計点において境界層の層流域がもっとも後退するように設計されている。従って、設計点においてのみ層流を捉えたということは、このセンサー位置において設計点で層流域がもっとも後退していること示しており、自然層流効果の実現を示唆している。

- ・非定常圧力センサー (図26 (b)) : AC成分の電圧値を見るとホットフィルムセンサーと同様な傾向が見られる。すなわち、非設計点 ($T_{Lo} = 110\text{sec}$ 近傍など) においては変動成分が大きく、設計点 ($T_{Lo} = 120\text{sec}$ 近傍) では変動が小さい。この結果は境界層流れの乱流、層流に対応すると判断され、飛行実験により非定常圧力センサーによる遷移計測

ができたと考える。

- ・同軸熱電対 (図26 (c)) : 温度変化の勾配が迎角に依存して変化していることが分かる。 α -sweepの4段階目(設計点)である $T_{Lo} = 120\text{sec}$ 近傍の勾配は負で、 α -sweep直前の温度変化とよく一致している。 α -sweep直前では機体の迎角が設計点での迎角と概ね一致している。一方、 α -sweepの設計点以外の部分では温度勾配が正で変化している。これらの温度勾配の変化は流れの層流、乱流の断熱壁温度の差異に依存していることから、境界層の遷移を捉えたものと考えられる。
- ・プレストン管 (図26 (d)) : プレストン管で計測した圧力を静圧、動圧を用いて無次元化した C_p は、

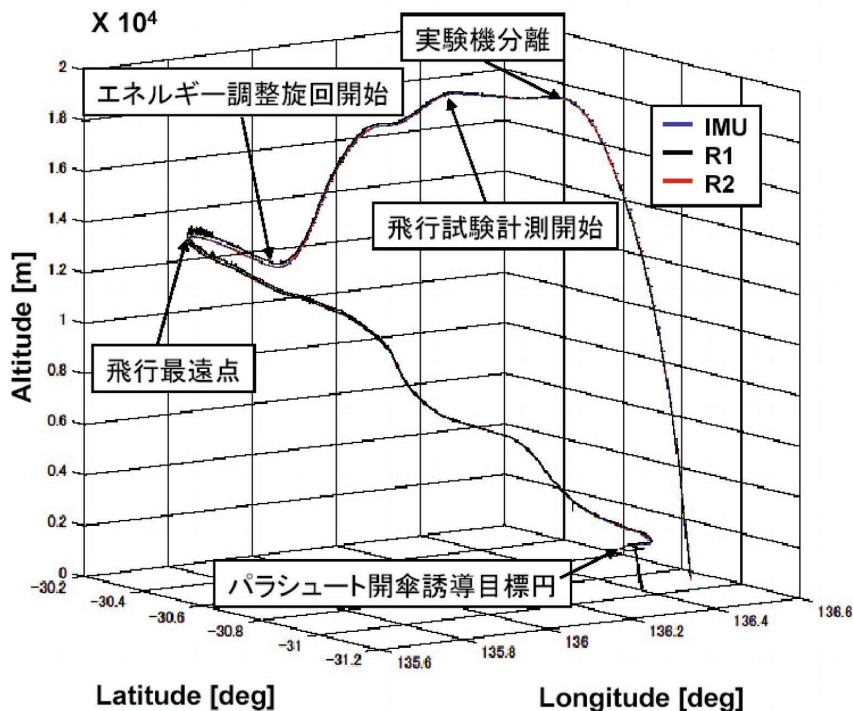


図27 飛行経路比較

他のセンサーと同様に α に依存して変化していることがわかる。図中に赤線で示す $x/c = 0.5$, $\eta = 0.2$, および青線で示す $x/c = 0.24$, $\eta = 0.75$ では迎角増加に伴い C_p は減少している。プレストン管は境界層内の局所総圧を計測する。そのため、迎角変化による主翼上面の静圧の変化と、境界層高さによる動圧の変化が迎角増加に伴い C_p が減少する理由である。一方、緑線で示す $x/c = 0.37$, $\eta = 0.39$ では、設計点の C_p は他の迎角に比べ急激かつ大幅に C_p が低減する。これは流れが乱流から層流へ変化したためである。それに対して打ち上げからの時刻 $T_{Lo} = 123\text{sec}$ 付近では急激な C_p の増大が見られ、これは層流から乱流への変化に対応する。以上のことからプレストン管により境界層遷移を計測したと判断する。

以上のように飛行実験における4種類の境界層遷移計測センサーは正常に作動し、境界層遷移が計測できたと判断される。

c) 空力荷重

空力荷重は前述のようにIMUセンサーで計測している。飛行実験での空力荷重計測系の妥当性は、加速度を積分して求めた実験機の位置とレーダーにより計測された実験機の位置を比較することで確認できる。レーダーで計測された実験機の位置（飛行経路；図中のR1, R2）とIMUで計測された飛行経路は概ね良好な一致を

示しており（図27）、IMUによる加速度データを2回積分した結果である位置計測が妥当であったことが確認できる²⁹⁾。これによりIMUによる加速度計測は妥当であったことも分かり、結果として空力荷重計測の妥当性も検証することができた。

第6章 設計妥当性評価

前章まで飛行実験において妥当な空力データが計測できたことを確認した。本章では飛行実験で得られたデータを評価し、NEXST-1の空力設計の妥当性を評価する。

(1) 飛行実験データ評価における各種補正

第2回目の飛行実験により取得された空力データを評価するにあたり、取得されたデータの精度を向上させるためデータ補正を行った。

a) 空力弾性変形

飛行中のNEXST-1は空気力や自重により翼や前胴が撓む。そのため、NEXST-1は飛行時の設計点において設計形状（空力形状：Aerodynamic Shape）になるように撓みを考慮した形状（製造形状：Production Shape）に製作してある。しかし、設計点以外の飛行領域においては空気力が異なることから飛行中の形状は空力形状と異なる（空弾形状：Elastic Shape）。そのため、飛行実験結果と比較するためのCFD解析は静的空力弾性変

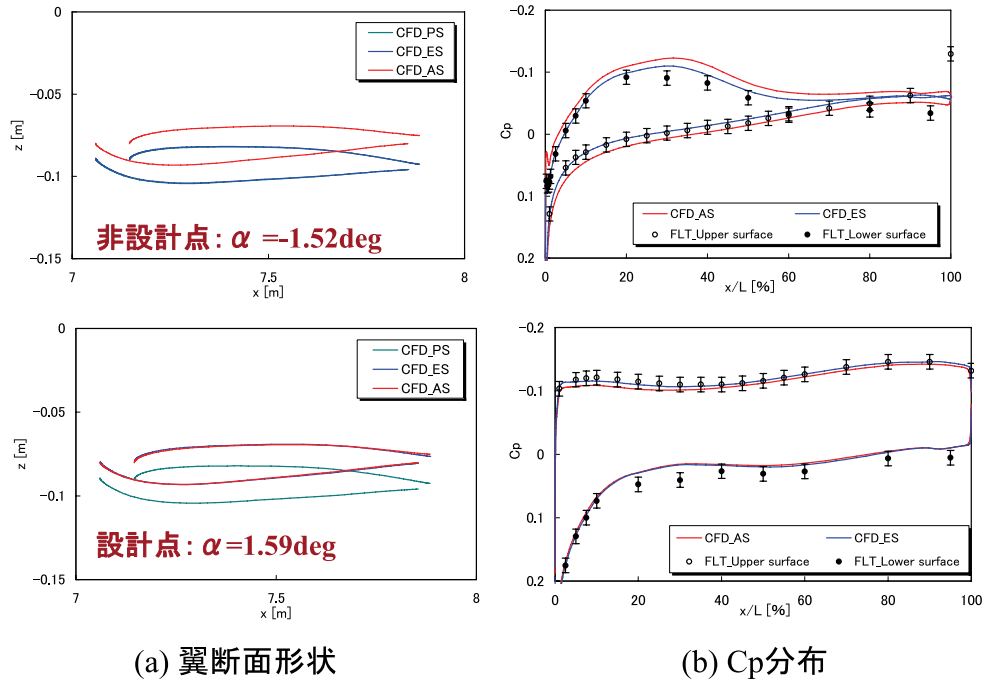


図28 静的空力弾性変形解析結果 ($M_\infty = 2.0$, 主翼上面: $\eta = 0.9$, 下面: $\eta = 0.88$, PS: 製造形状, ES: 空弾形状, AS: 空力形状)

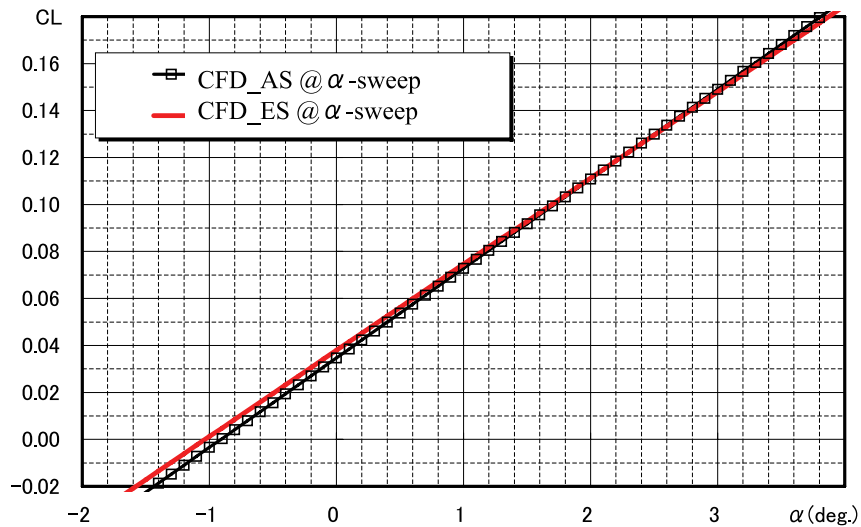


図29 静的空力弾性変形解析結果: C_L - α 特性

形状 (空弾形状) で行っている。静的空力弾性変形解析は文献30, 31に詳しい。CFD解析で得られた空気力を用いて、実験機の構造モデルから空力弾性変形を解析し、さらに、その形状でCFD解析を行う。以上のルーチンを数回まわし、収束を得られた形状が空弾形状になる。現時点では胴体は大きく変形しないと考えられることから主翼のみ静的空力弾性解析を行った (図28, 29)。図28の翼断面形状 (図28 (a)) では上面と下面の形状が一致してない。これは静圧孔位置が上下面で異なっている (上面: $\eta = 0.9$, 下面: $\eta = 0.88$) ため、形状

も異なる η 位置をプロットしているためである。翼断面形状を見ると、設計点 (下図) ではESとASがよく一致しているのに対して、非設計点 (上図) ではESとASが大きく異なる。今後は胴体込みの静的空力弾性変形解析も行う予定である。

b) 境界層遷移を考慮したCFD解析

NEXST-1の主翼上面は自然層流翼に設計されており、後述するが、設計点付近では広い領域において層流化が実現されている。そのため、CFD解析においても境界

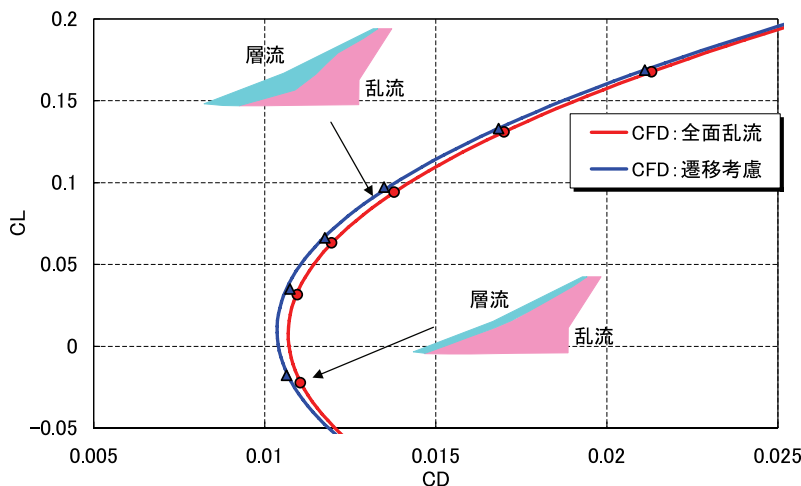


図30 主翼上面境界層遷移を考慮したCFD解析 (α -sweep条件)

層遷移を考慮しないと摩擦抵抗の推算が正しくないことになる。そのため、本CFD解析は主翼上面の境界層遷移を考慮して行った。文献16, 18に詳しい。主翼上面の遷移位置より前方は層流解析を、後方は乱流解析を行った(図30)。CFD解析における、主翼上面境界層遷移位置としては各 α における飛行実験で得られた遷移計測結果を用いた。主翼下面、胴体、尾翼はCFD層流解析による境界層情報から境界層遷移解析を行った結果、前縁付近から遷移を起こすCP分布であることを確認した。そのため、主翼下面、胴体、尾翼は全面乱流と見なし、解析を行っている。

c) 空力データの補正

ここでは飛行実験データに施した補正をまとめた。

- ・表面静圧係数：打ち上げ直前のデータと着地後のデータを用いてゼロ点補正を行い、飛行実験中のセンサーのドリフトによる影響を補正した。また、 α -sweep時の時系列データから、機体が静定している区間で同時に圧力値が静定している区間を選択して0.4秒間の10点のデータを算術平均した(図25(c)参照)。これはセンサーのバラツキによる誤差要因を低減するための処理である。
- ・境界層遷移データ：境界層遷移計測データは気流の状態に対するセンサー出力の相対的な評価になる。そのため、絶対値ではなく相対値の評価となるため、計測されたデータに補正は行ってない。なお、プレストン管によりデータは表面静圧データと同様にゼロ点補正を行った。
- ・空力荷重データ：空力荷重データは以下のような補正を行った

- ①ADSとIMUの時間遅れ補正：無次元空力係数を求めるためにはADSの機体姿勢データを必要と

する。そのため、両者のセンサーの時間遅れを求め、同期させている。

- ②前胴たわみ補正：NEXST-1は機体の重さや空力荷重によりたわむ。図6に示されたように前胴付近には機体の姿勢角(α や β など)を計測するADSが取り付けられている。そのため、機体の静荷重試験で得られた前胴の撓み係数を用いて、計測された加速度から前胴の撓みを補正し、迎角と横滑り角を求めている。これらの α から揚力、抗力等の機体安定軸系における空力荷重を求めている。
- ③IMUセンサーの位置誤差補正：空力荷重を計測しているIMUセンサーの位置が25%平均空力翼弦長位置からのずれを補正し、25%平均空力翼弦長位置周りの空力荷重を算出した。
- ④水平尾翼、ラダー、エルロン舵角と動的微係数による影響補正：飛行実験中には機体の姿勢制御をするため、常に機体の舵面は変化する。ここでは風洞試験により得られた空力モデルから操舵面の影響を算出し、操舵面を操舵していない状態の値を求めている。
- ⑤横滑り角の影響の補正：風洞試験から求めた空力モデルにより補正

以上のような補正を飛行実験で得られた空力データに対して行った。但し、飛行実験結果の補正に関しては未だ充分とは言いがたい部分が残されており、現在も確認作業やデータ処理を行っている。打表的な例としては胴体を含めた静的空力弾性解析や、ADSプローブの Re 数効果などがある。

(2) 空力設計データ評価

この節では飛行実験で得られた結果を評価することとする。評価方法としては飛行実験で得られた空力デー

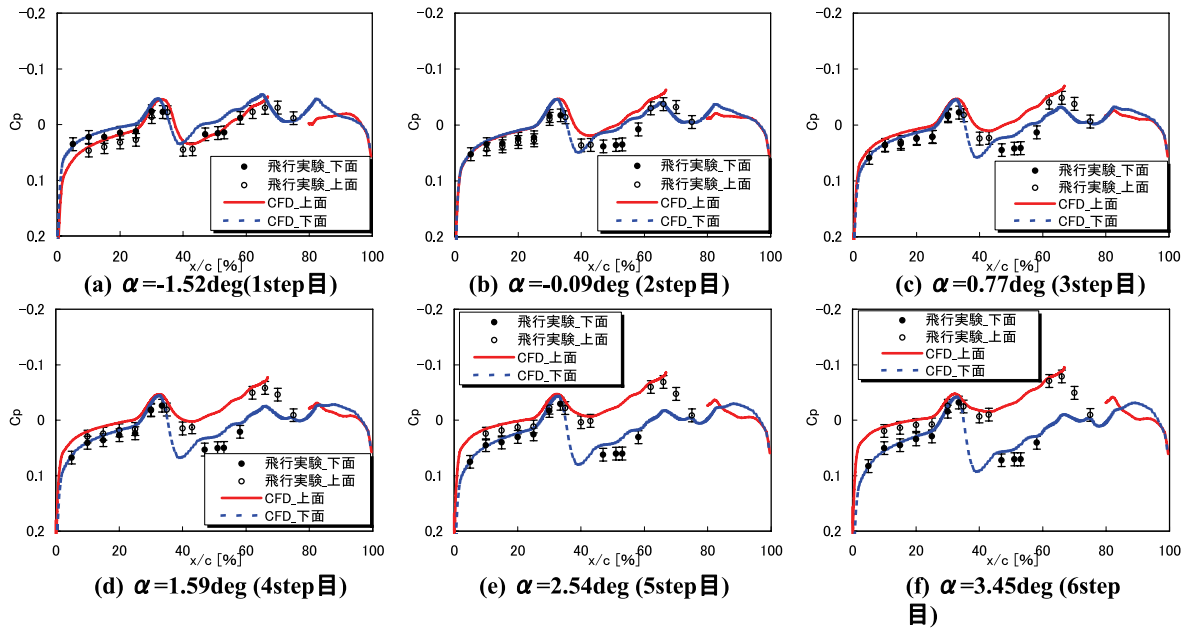


図31 α -sweepフェーズにおける C_p 分布 (胴体, 上面 $\eta=0.02$, 下面 $\eta=0.0$)

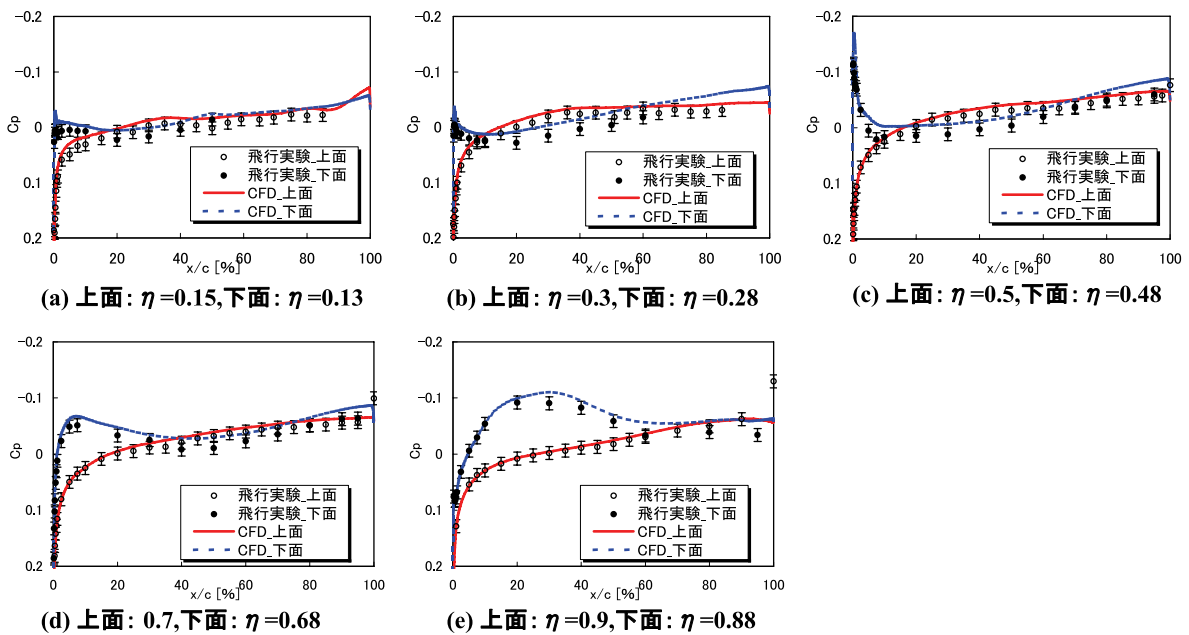


図32 α -sweepフェーズにおける C_p 分布 (主翼, $\alpha=-1.52\text{deg}$, α -sweepの1step目)

タをCFDと比較することにした。

a) 表面静圧係数

表面静圧は各断面における C_p 分布を比較する。図31には胴体周りの C_p 分布を示す。胴体の C_p 分布は胴体の曲率に依存して変化しており、エーリアルール設計された胴体特有の C_p 分布である。飛行実験結果はCFD解析結果と全体的に一致する傾向を示すが、一部では異なる部分が見られる。しかしながら、迎角の変化に対する C_p 分布の特性は両者で定性的に一致している。一方、

両者の不一致は胴体の空力静的弾性変形が主な原因の一つであると考えられる。現在、胴体込みの空力弾性変形解析を進めているため、その結果が注目される。

図32-37には各翼幅方向での主翼上下面の C_p 分布を飛行実験とCFD解析結果で示す。CFD解析には主翼空力弾性変形を考慮した形態で、主翼周りの流れを全面乱流として行った結果である。一般的に境界層遷移位置は摩擦抵抗には大きく影響するが圧力抵抗には剥離パターンを除けばほとんど影響はない。そのため、ここでは全面乱流の解析結果を用いている。図38には前縁

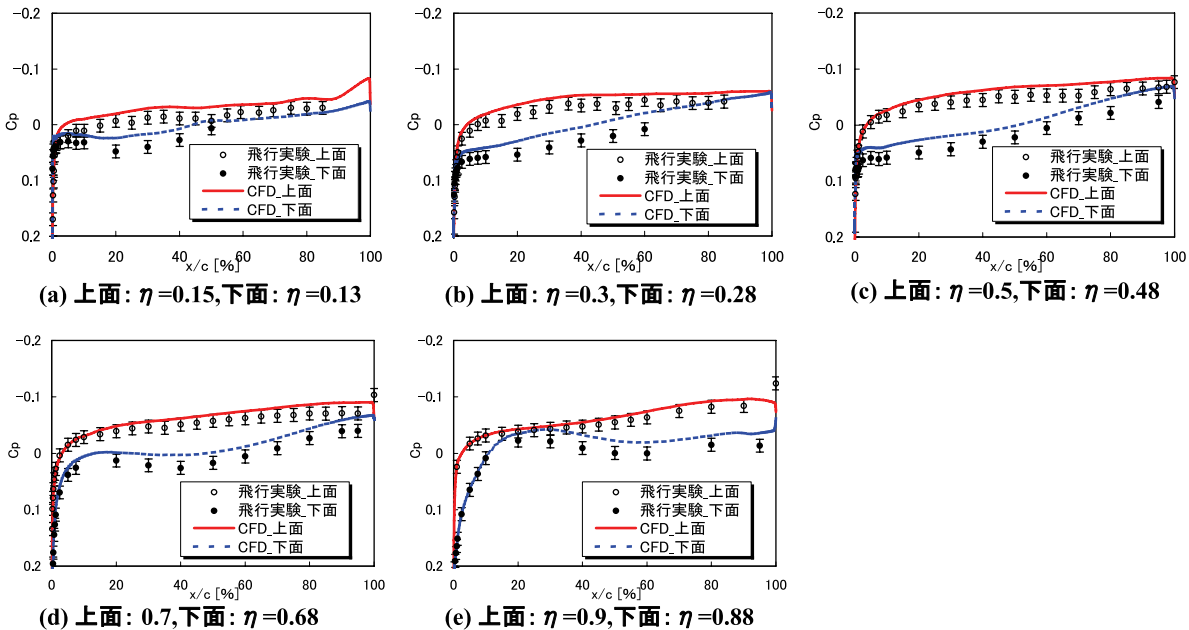


図33 α -sweep フェーズにおける C_p 分布 (主翼, $\alpha = -0.09\text{deg}$, α -sweep の2step目)

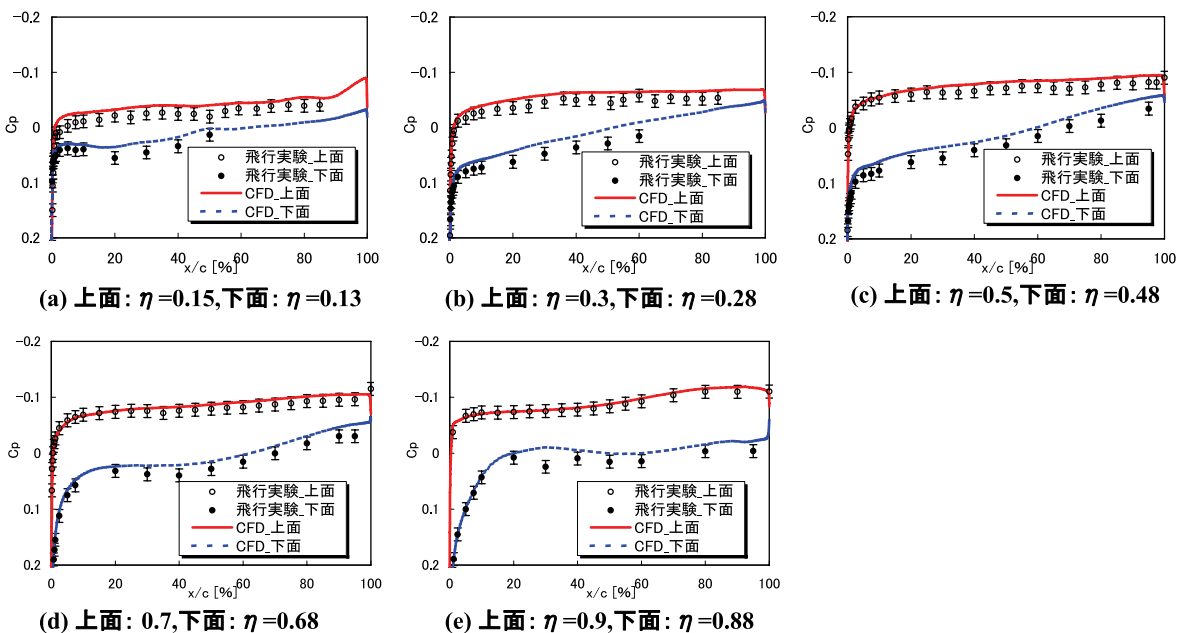


図34 α -sweep フェーズにおける C_p 分布 (主翼, $\alpha = 0.77\text{deg}$, α -sweep の3step目)

付近の C_p 分布を拡大して示す。それぞれの図には、 α -sweep フェーズにおける各ステップ (6ステップ) での結果を示す。設計点 (α -sweep の4ステップ目) では主翼上面の C_p 分布を見ると、前縁付近で急激な C_p の立ち上がりが見られ、その後、緩やかな順圧力勾配を持って変化している。これは自然層流翼設計により Cross-Flow 不安定性や Tollmien-Schlichting 不安定性の抑制するための特徴的な C_p 分布であり、このことにより設計点における NEXST-1 の C_p 分布は自然層流翼特有のものにな

っていることが確認できる。また、主翼下面の C_p 分布を見ると両者で多少の差は見られるものの、ここでも飛行実験結果と CFD 解析結果はほぼ一致する。このような傾向は設計点以外の α においても同様に見られる。翼端方向の上下面の C_p 分布は CFD 解析結果と比較的良好な一致が見られる。このことは各 α における翼端方向の主翼の荷重分布が一致することを意味する。図39には C_p 分布の結果から主翼の荷重分布を求めた結果を示す。CFD 解析結果からも飛行実験結果と同様な方法で

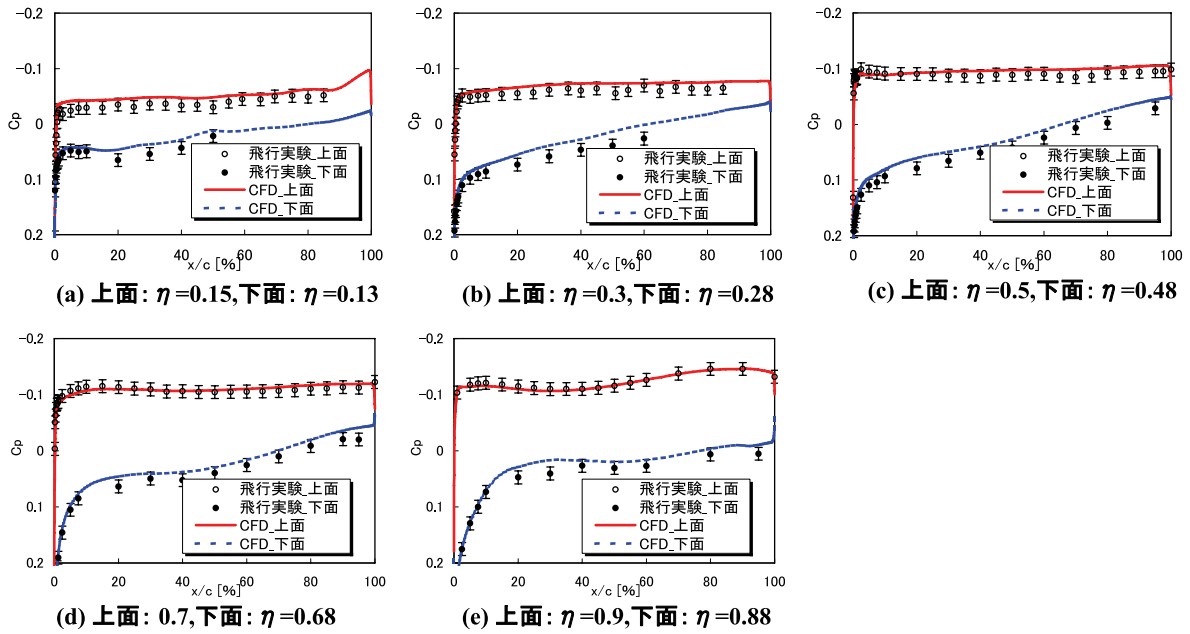


図35 α -sweepフェーズにおける C_p 分布 (主翼, $\alpha = 1.59\text{deg}$, α -sweepの4step目)

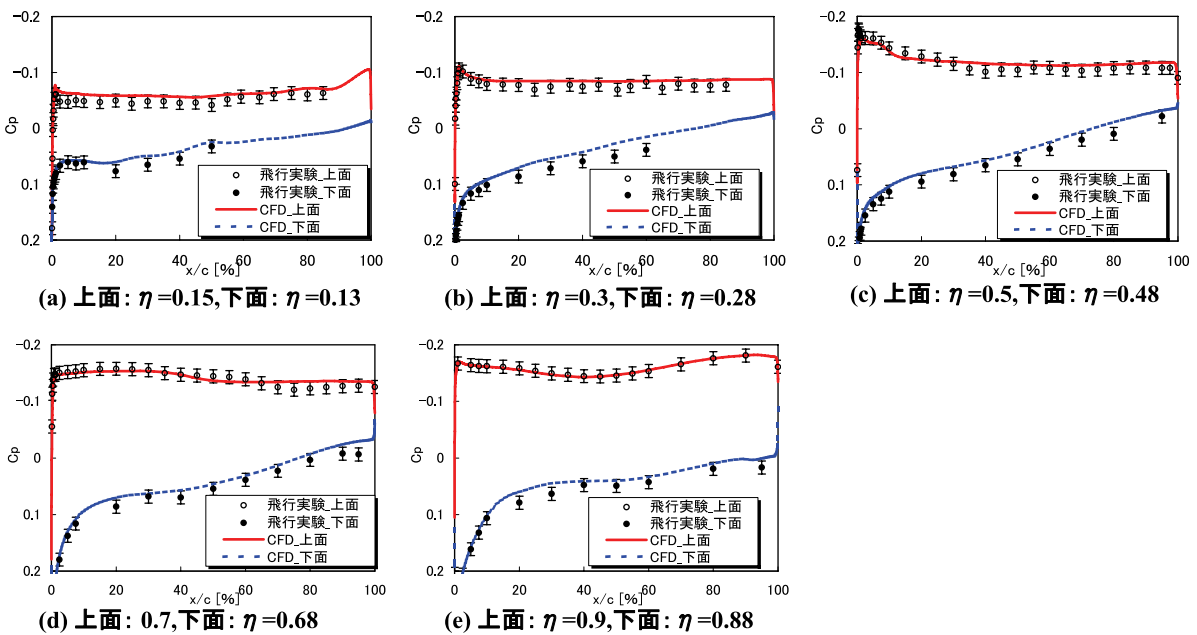


図36 α -sweepフェーズにおける C_p 分布 (主翼, $\alpha = 2.54\text{deg}$, α -sweepの5step目)

荷重分布を求めた。主翼の荷重分布は飛行実験結果とCFD解析結果で若干の差はあるものの全体的に良好な一致が得られていることが確認できる。このことは主翼のwarpの効果が設計どおりであることを意味しており、言い換えると主翼warp設計が妥当であったことを示すことになる。

図40には飛行実験と同一の α で行った風洞試験結果も重ねて示す。風洞試験結果は飛行実験やCFD解析に比べRe数が異なる。しかしながら、機体周りのCP分布

には大きな剥離がない場合にはRe数の影響は小さいと考えられる。風洞試験結果を見ると、飛行実験結果やCFD解析結果と比較的良好な一致が得られていることが分かる。このことから、飛行実験における抵抗低減空力設計が妥当であることが確認できる。風洞試験結果を詳細に見ると、飛行実験結果よりもCFD解析と一致する傾向を示している。すなわち、風洞試験とCFD解析結果は飛行実験結果に比べより良い一致が得られている。

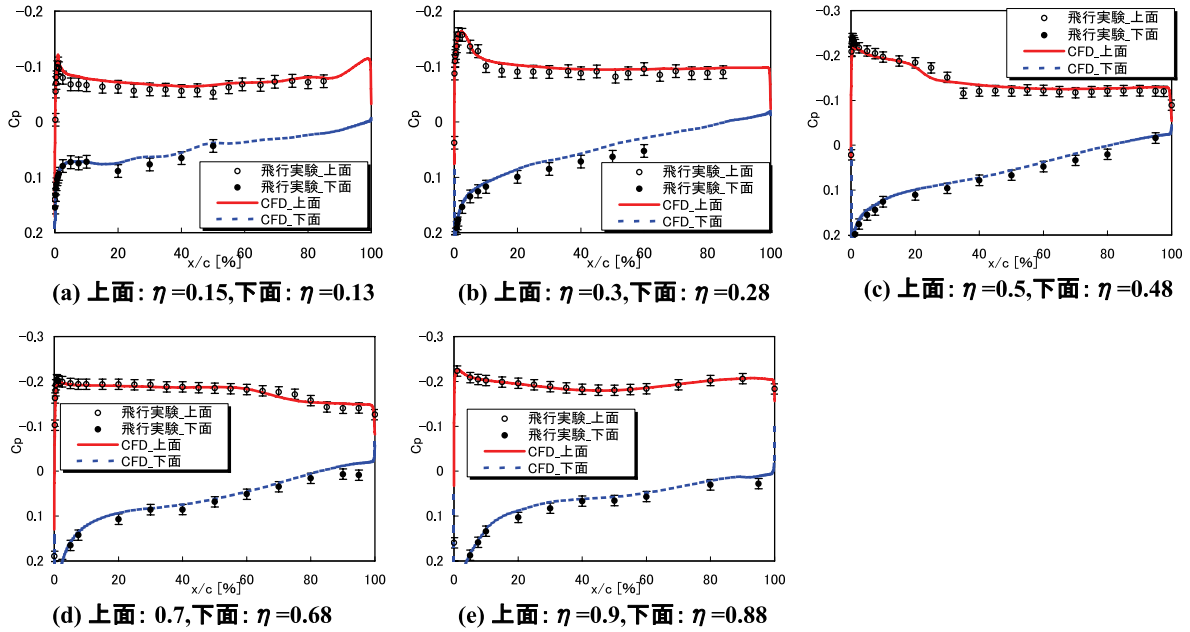


図37 α -sweepフェーズにおける C_p 分布 (主翼, $\alpha=3.45\text{deg}$, α -sweepの6step目)

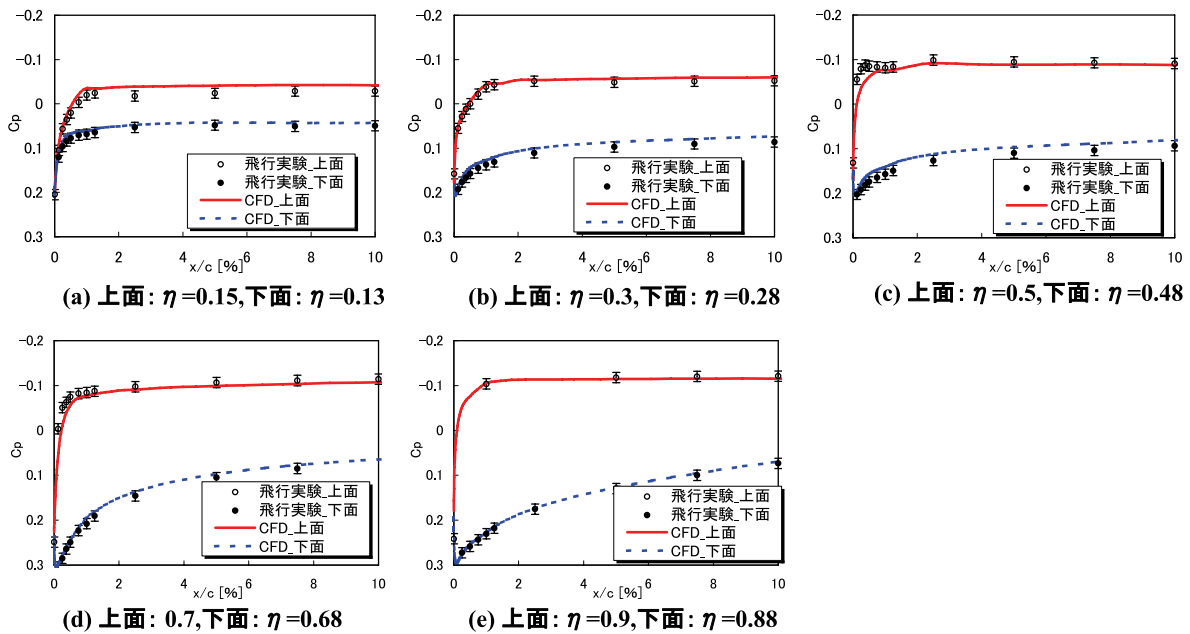


図38 α -sweepフェーズにおける C_p 分布拡大図 (主翼, $\alpha=1.59\text{deg}$, α -sweepの1step目)

図41, 42には Re -sweepにおける代表的な C_p 分布を示す。 Re -sweepでは連続的な高度変化により表面圧力の物理量は刻々と変化しており、常に圧力配管応答遅れを含んだデータである。しかし、高度が低いため、計測される圧力の物理量は α -sweep時に比べ大きいため応答遅れは α -sweep時に比べ相対的に小さくなる。図を見ると、飛行実験結果とCFD解析結果は良好な一致が得られている。このことは、設計点と異なる Re 数においてもワープ設計や自然層流翼設計の表面静圧分布が得られて

いることが分かる。

しかしながら、飛行実験結果とCFD解析結果には飛行実験結果の不確かさ以上の差異も見られる(図31-37)。このような両者の不一致の原因を調査することは飛行実験結果の評価、またはCFD解析ツールの精度向上においてとても重要であることから、不一致の原因について調査を進めている。これらの両者の差は迎角を一致させた場合、異なる翼幅位置における C_p 分布では、外翼部よりは内翼において不一致が見られる。また、

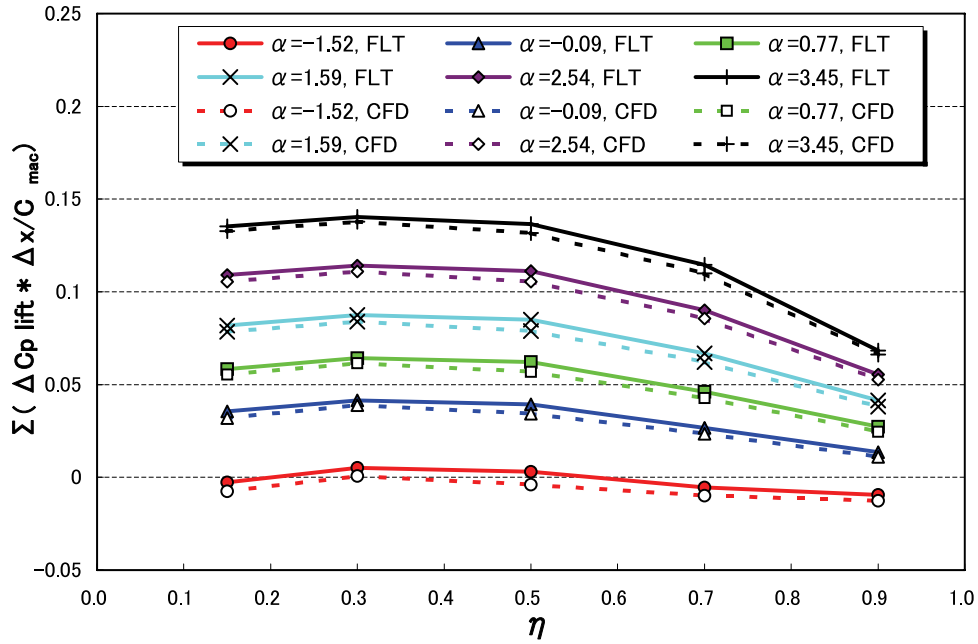


図39 主翼上下面の C_p 分布より求めた翼端方向の荷重分布

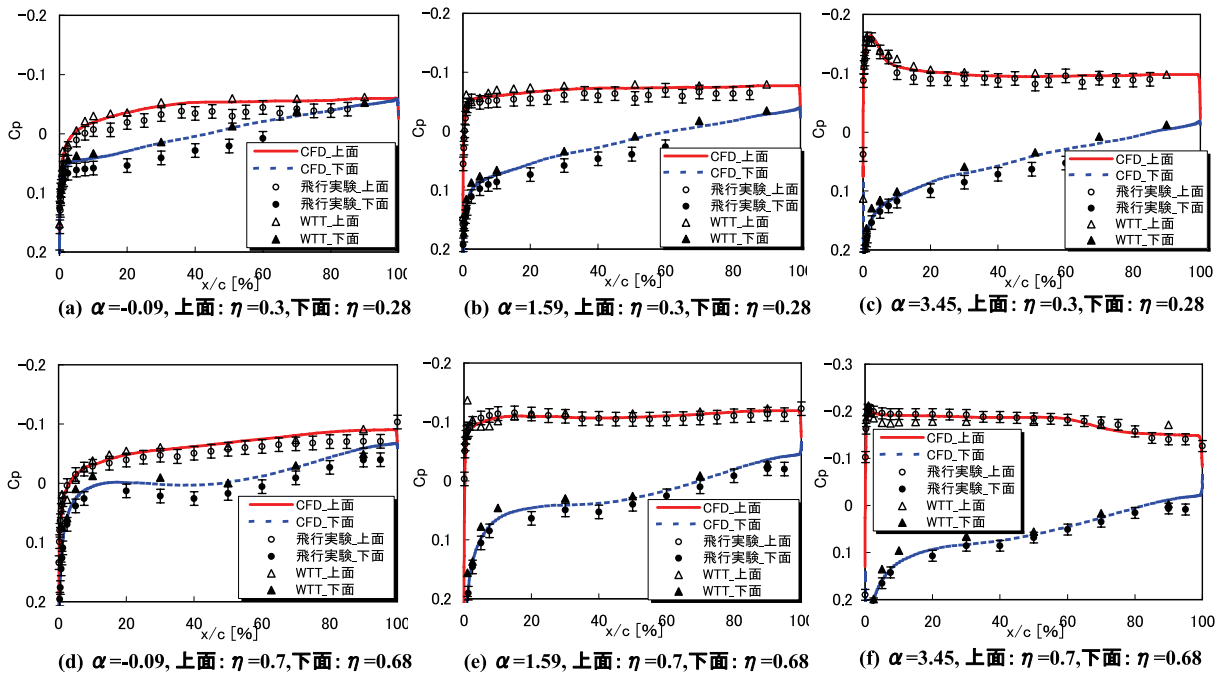


図40 飛行実験, CFD, 風洞試験比較 ($M_\infty = 2.0$)

主翼の上下面に着目した場合、上面に比べ、下面のほうで不一致が大きい。今度は比較する翼幅位置を一定にして、各迎角における両者の比較を行うと、高い迎角の場合が低い迎角の場合に比べ一致する傾向を示す。これらの効果をまとめると、主翼上面で迎角が小さい場合より迎角が大きい場合の方が飛行実験結果とCFD解析結果に良好な一致が見られる。また、 Re -sweepの場合より、 Re 数が低い α -sweepの場合は C_p 分布の差が大きい傾向

を示す。これらの傾向は飛行実験結果とCFD解析結果の差の原因を調査する上で重要なヒントになる。飛行実験とCFDの不一致の傾向は一般的に言って比較的CFD解析の精度が高いと考えられる部位（例えば、主翼の下面、内翼側、低迎角）で差が大きくなる傾向を示す。今後、これらの不一致の原因を調査する予定である。詳細は後述（第6章 (2)-d 節）する。

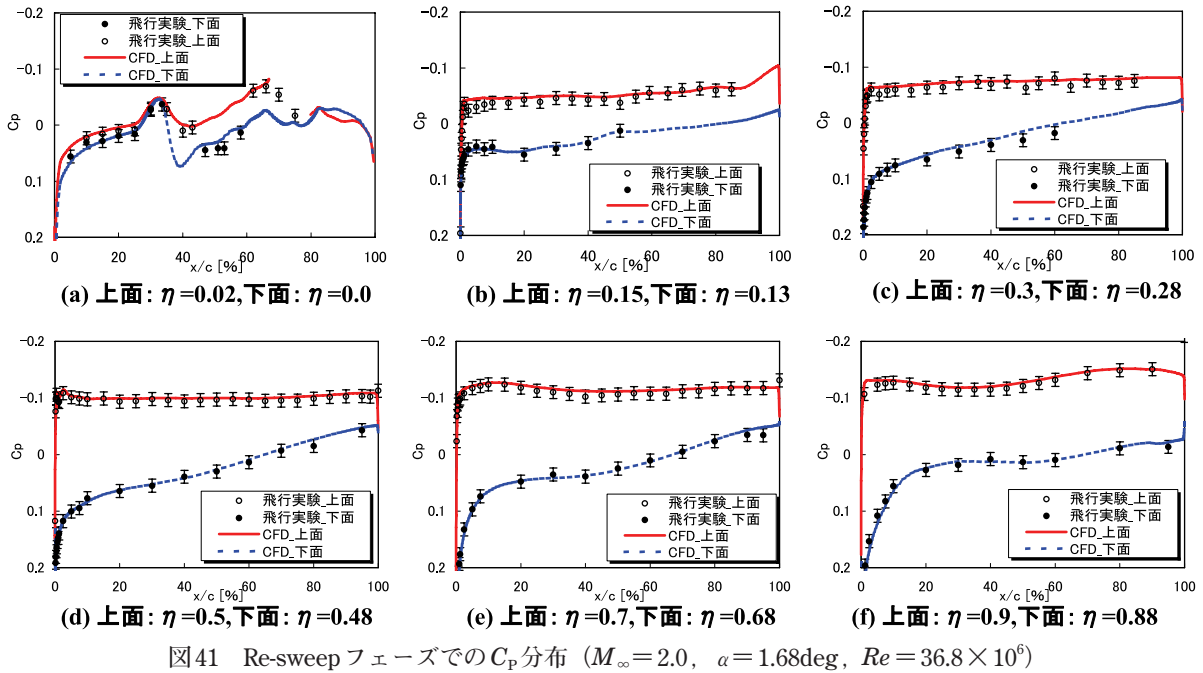


図41 Re-sweep フェーズでの C_p 分布 ($M_\infty=2.0$, $\alpha=1.68\text{deg}$, $Re=36.8 \times 10^6$)

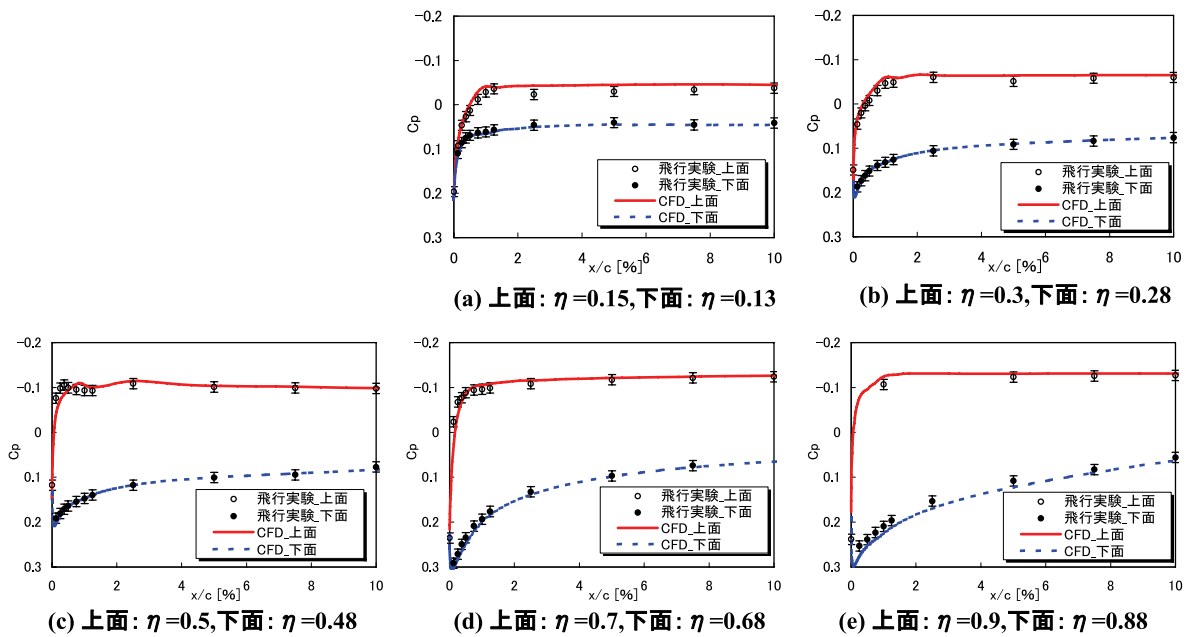
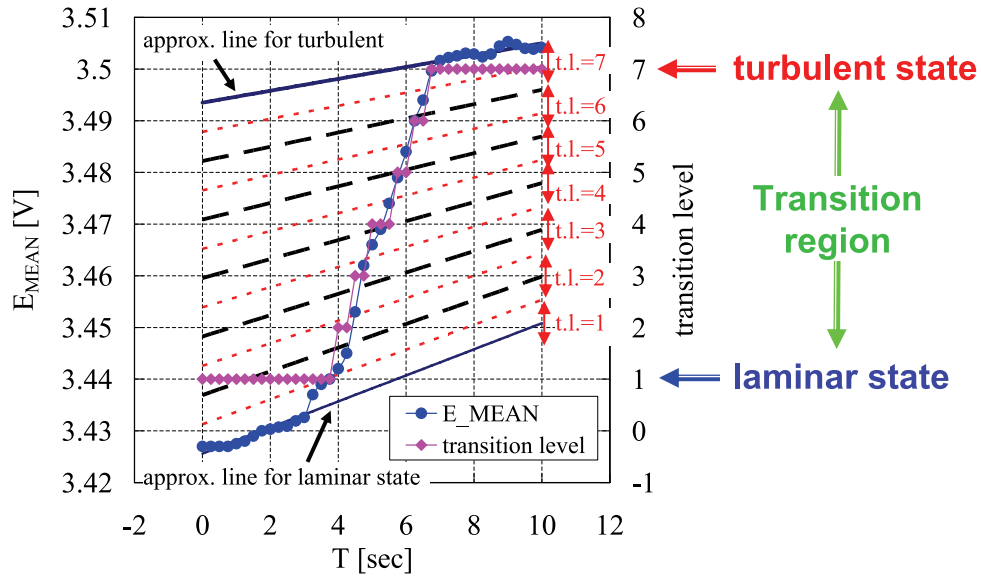


図42 Re-sweep フェーズでの C_p 分布：前縁付近拡大図 ($M_\infty=2.0$, $\alpha=1.68\text{deg}$, $Re=36.8 \times 10^6$)

b) 境界層遷移

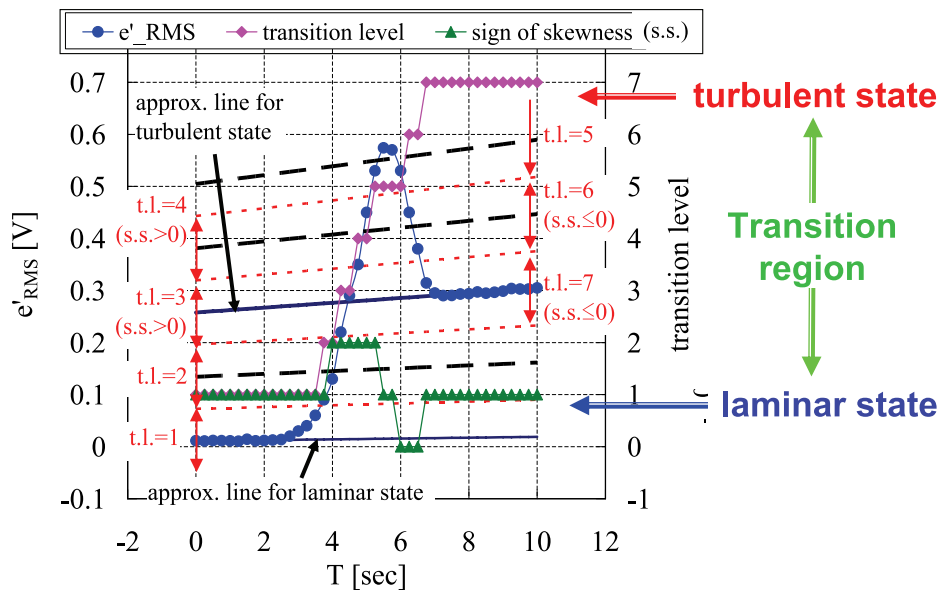
4種類の遷移センサーを用いた境界層遷移計測は、5-(3)節で述べたように一部の領域を除いてそれぞれのセンサーで境界層遷移を計測できたと判断される。前述の通り、境界層の状態は各センサーの出力を相対的に比較することにより判断している。これは、飛行実験における各センサー出力の絶対値を地上試験結果から推測することが困難なためである。そのため、位置によっては α -sweep 中に大きな出力変化を示していないセンサー出力から境界層の状態に大きな変化がないことはわかる

が、それが層流であるのか乱流であるのかは判断できない。そこでそのような場合にはセンサーの種類に応じ、異なる方法で境界層の状態を推測した。ホットフィルムセンサーおよび非定常圧力センサーのAC成分については、層流および乱流状態を明確に捉えたセンサーの出力を平均した値を標準的な出力値として、判断の難しいセンサーの出力と比較した。ホットフィルムセンサーのDC成分については、地上試験における無風状態の出力から推測した。一方、プレストン管や熱電対については、前後に位置した同じ種類のセンサーの出力から推測し



(a) DC成分

図43 ホットフィルムセンサーによる境界層遷移判定法



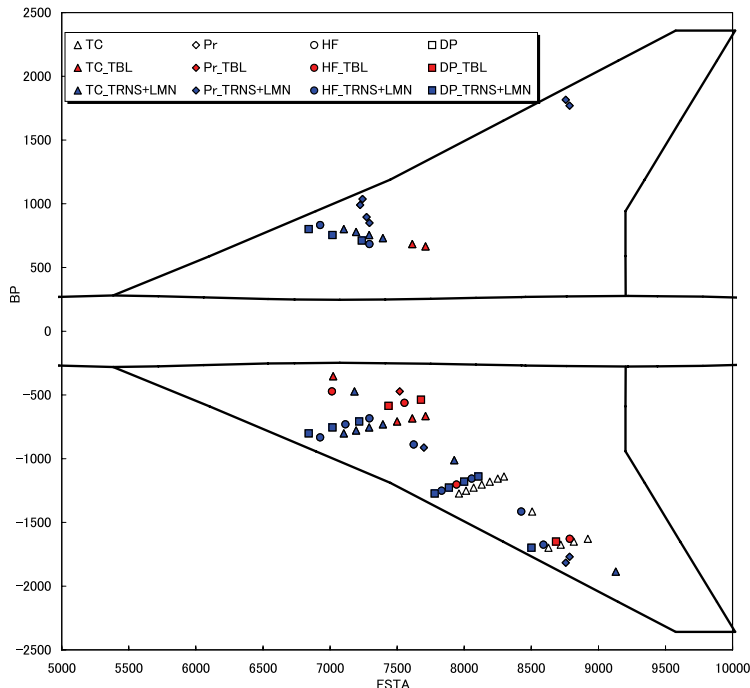
(b) AC成分

た。

個々のセンサーについて判断された境界層の状態から遷移位置を決定する。これまでに境界層の状態を層流、乱流および遷移領域に区別して議論してきたが、変化の過程は連続的であり、どこまでを層流あるいは乱流とするのが明確ではない。そこで以下の手順で境界層の状態を客観的に分類することを試みた。まず、境界層遷移過程を捕らえたセンサーの出力から完全に乱流および層流に相当する値を求めた。その中間の値を示す場合（遷移過程）には極力客観的な方法として独自の判断基準を設け、境界層の状態を判定した。まず、ホットフ

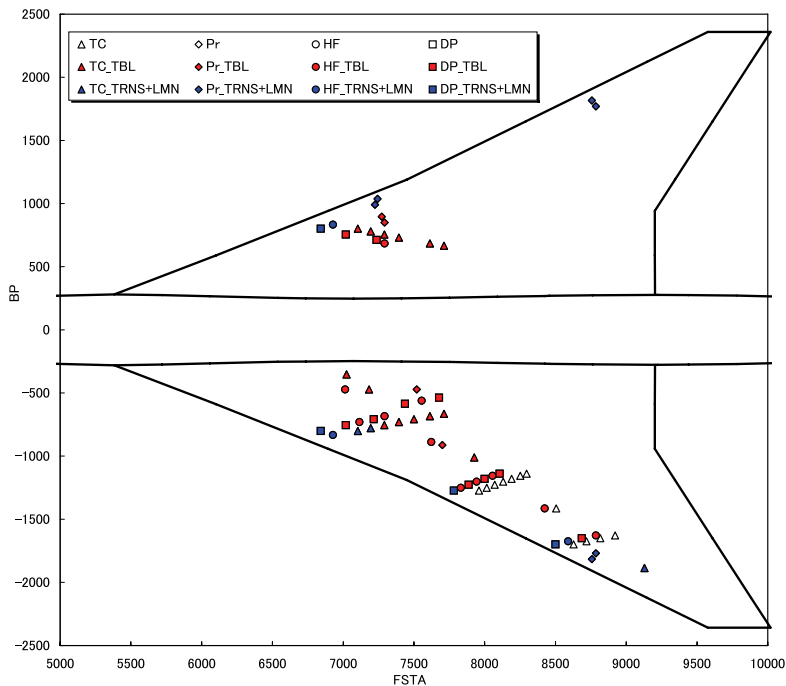
ィルムセンサーは層流から乱流までの出力レベルを7段階に分類し、対応する境界層の状態を遷移レベルと称した（図43）^{19,20)}。このような判定法ではレベル1を層流、レベル2～5を遷移領域、レベル6、7を乱流領域と判断した。非定常圧力センサーに関してホットフィルムセンサーと同様に、境界層の状態を7段階の遷移レベルに分類した。プレストン管や熱電対による出力には遷移過程を判断するような出力は見られなかったことから、相対的な値の変化から層流と乱流で区分した。

図44にはそれぞれのセンサーにより計測された境界層流れの状態を乱流と非乱流（層流と遷移状態）に分け



(a) 設計点 ($M_\infty = 2.0$, $\alpha = 1.59\text{deg}$, $Re = 13.9 \times 10^6$)

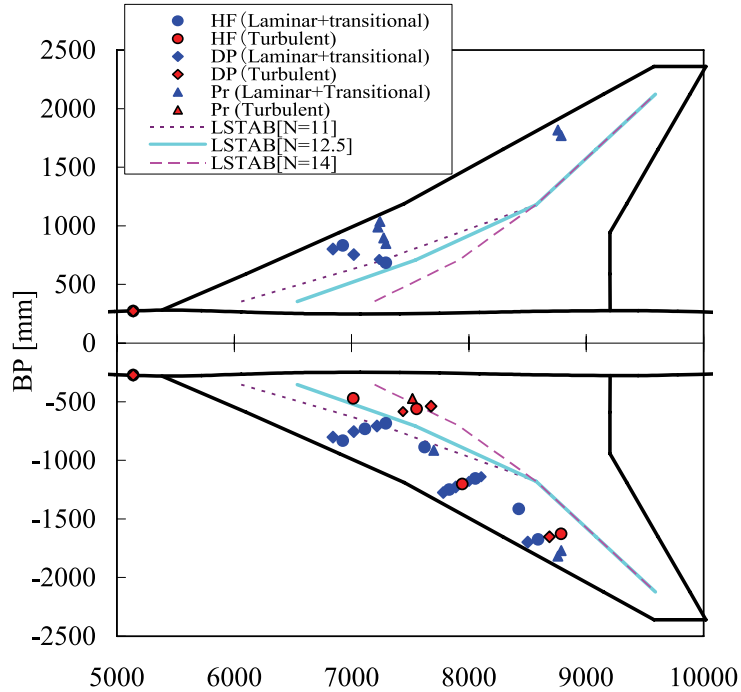
図44 境界層遷移マップ



(b) 非設計点 ($M_\infty = 2.0$, $\alpha = -0.09\text{deg}$, $Re = 12.3 \times 10^6$)

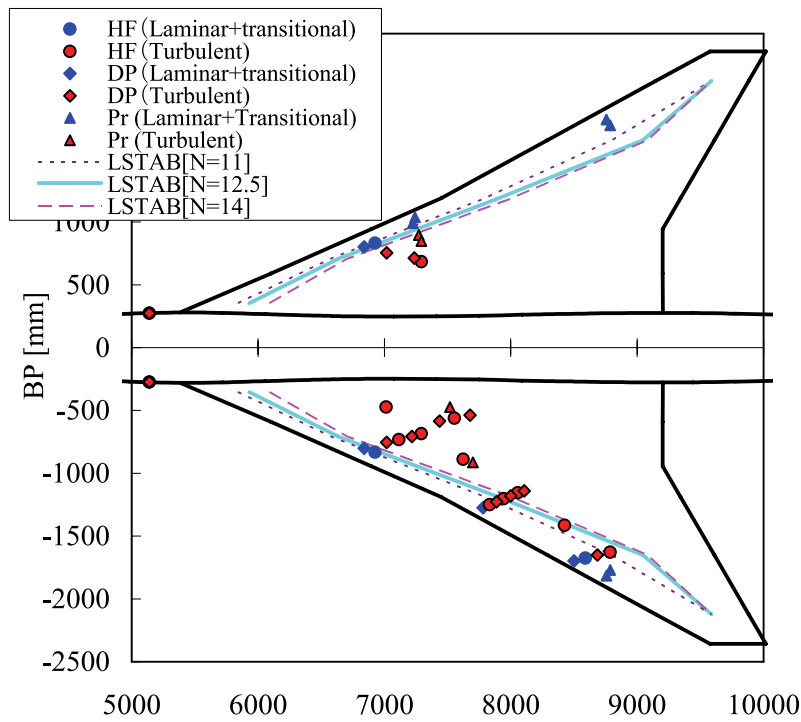
て示す。これは一般的に摩擦係数の特性が遷移領域の後半から乱流領域に渡り、急激に増加することに着目し、摩擦抵抗低減の観点から整理しているからである。図中で、シンボルの形状と位置は、それぞれ遷移センサーの種類と位置を表している。また、シンボルの色が赤

と青のものはそれぞれ乱流、非乱流を示す。熱電対センサーの出力には前述のように温度勾配が非常に小さく、境界層の状態が判定できない領域があるため、その場合は白色のシンボルで示した。図から4種類の遷移センサーによる解析結果が全体的に整合性が取れていること



(a) 設計点 ($M_\infty=2.0$, $\alpha=1.59\text{deg}$, $Re=13.9 \times 10^6$)

図45 境界層遷移解析結果



(b) 非設計点 ($M_\infty=2.0$, $\alpha=-0.09\text{deg}$, $Re=12.3 \times 10^6$)

が分かる。一部の整合が取れてないセンサーについては引き続き原因を調査しているが、センサー部と機体間の隙間からの空気の入りや、センサーの前方でのラフネスの影響などが原因として考えられる。図44には代表的に設計点より低い迎角 ($\alpha=-0.09\text{deg}$; α -sweepの2

ステップ目)の非設計点での遷移分布(図44(b))と、設計点($\alpha=1.59\text{deg}$; α -sweepの4ステップ目)での遷移分布図(図44(a))を示す。非設計点では乱流、非乱流の境界は前縁付近であり、前縁付近で境界層が遷移していることが分かる。一方、設計点では乱流・非

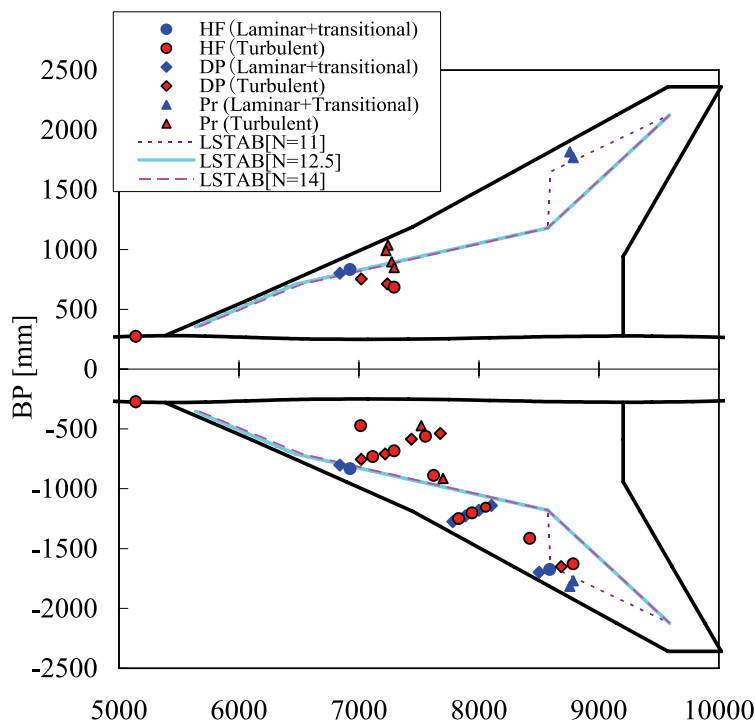
(C) 非設計点 ($M_\infty=2.0$, $\alpha=1.68\text{deg}$, $Re=36.8 \times 10^6$)

図45 境界層遷移解析結果

乱流の境界が大きく後方に後退していることが分かる。この境界は局所翼弦長に対して最大約40%まで後退している。この結果から設計点における自然層流翼設計効果が確認でき、設計の妥当性を検証することができた。

図45には上で得られた飛行実験結果と同一条件における遷移点の予測結果を示す。予測計算においては飛行実験により得られた表面静圧分布を用いている。解析ではN値が遷移点の判断基準となるが、前述の通りNの値には任意性があるため、図中には異なるN値の分布を示した。遷移点の判断基準を $N=14$ として自然層流翼効果を推算し、翼の断面形状を設計しているが、飛行実験で得られた遷移位置は内翼部においては $N=12.5$ の場合が一致する傾向を示す。 e^N 法による遷移予測技術において、今回のような飛行実験による遷移計測結果との比較は世界的に希少でありN値のデータベースは皆無の状況である。そのため、今回の飛行実験により取得された境界層遷移データは境界層遷移予測技術においてとても貴重なデータであり、今後、遷移予測技術の向上に重要な役割を果たすことが考えられる。一方、外翼部の遷移特性は $N=12.5$ の場合と大きく異なる結果を示している。この原因としては3次元境界層の解析精度や、境界層安定性解析上の固有値問題、また擾乱増幅率の積分路問題などいくつかの課題が残されている。これらの課題は今回の飛行実験によりさらに明確になった点もあり、今後これらの課題について飛行実験結果

を参考にしながら改善していく予定である。

今回の自然層流翼設計コンセプトの有効性を検討するため、飛行実験で得られた境界層遷移結果を用いて抵抗低減効果をCFD解析により求めた。飛行実験により得られた境界層遷移特性から各 α における遷移位置を決め、この位置より前方は層流として、また、後方は乱流としてCFD解析を行った。図46には α -sweepの各 α における自然層流化により得られた抵抗低減量を示す。設計点においては全面乱流の場合に比べ約4.6カウントの抵抗低減が得られた。設計時には約9カウントの抵抗低減効果を予測していたが、前述のように $N=14$ ではなく $N=12.5$ であったことや外翼部における遷移の遅延効果が小さかったことが、抵抗低減効果が予測より小さかった原因である。しかしながら、設計点において境界層遷移がもっとも後退していることが定量的に確認できたことから自然層流翼設計の妥当性を検証することができた。さらに、気流乱れの小さい飛行実験による境界層データの取得は今後の境界層遷移予測技術向上においてとても貴重なデータとなることが期待される。

c) 空力荷重

空力荷重の評価に当って飛行実験結果と比較するCFD解析結果には性的空力弾性変形効果や主翼上面の境界層遷移位置を考慮した結果を用いることとする。

図47には飛行実験、CFD解析、風洞試験で得られた

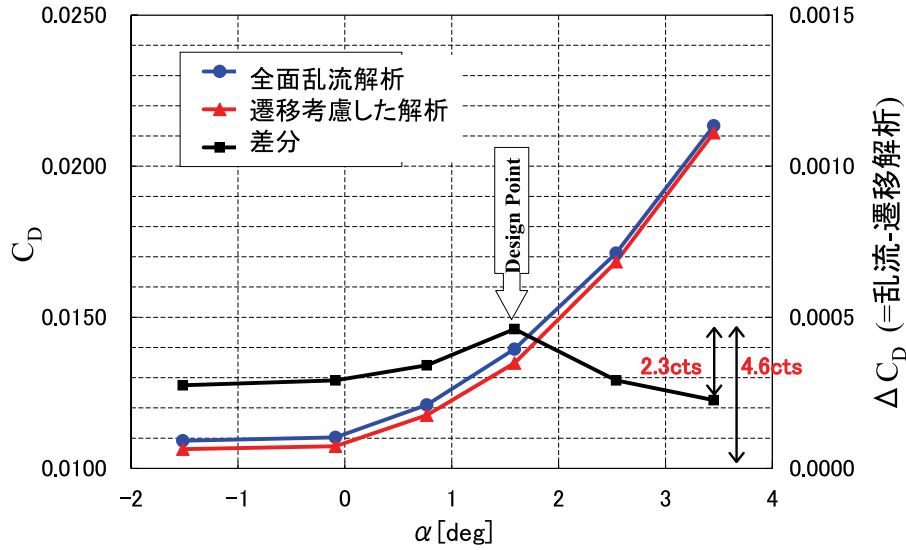


図46 CFD解析による自然層流翼効果

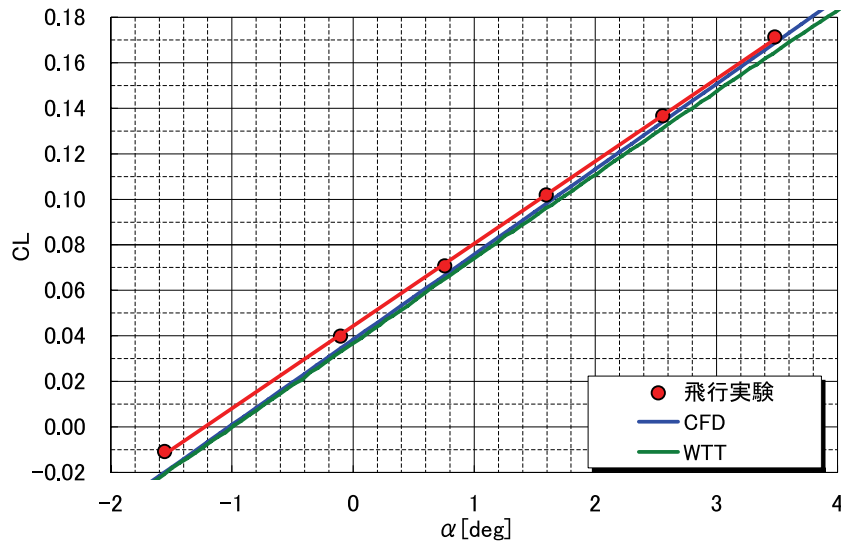


図47 C_L - α 特性

C_L - α 特性を示す。図中には比較結果を分かりやすくするため、最小自乗法による1次式による近似線を重ねた。飛行実験結果はCFD解析結果や風洞試験結果と比較的良く一致している。但し、 C_L が全体的にオフセットしている。この C_L のオフセットを迎角の変化量に直すと約 $\Delta\alpha=0.15\text{deg}$ に相当する量である。飛行実験におけるADSプローブの迎角の精度が $\Delta\alpha=0.1\text{deg}$ であることから、このような C_L のオフセット量は有意な差である。また、 C_L の傾きにも差が見られる。CFD解析に比べ飛行実験では C_L の傾きは小さい。そのため、同一の迎角で比較した場合、迎角の小さい領域では飛行実験がCFDに比べ大きな値を示し、迎角の増加に伴い両者の差は小さくなる。このような傾向は表面静圧分布からも確認されている。すなわち、低い迎角において内翼下

面の C_p の不一致が見られ、飛行実験の方がCFDより下面の C_p の値が大きい。このことは C_p を積分した場合、飛行実験結果はCFD結果より揚力が大きいことを意味する。迎角の増加とともに C_p 分布の差異が減少することは揚力の差も小さくなることを意味している。図48には表面 C_p 分布を用いて求めた主翼の揚力成分を示す。CFD解析結果についても飛行実験と同様に同一の位置(圧力孔位置)での C_p 値の積分から求めた。両者により得られた主翼の C_L - α 特性を見ると、IMUにより計測した C_L - α 特性と同様な傾向が見られる。このことは、異なる計測システムを用いて計測した C_p 分布と空力荷重の結果が同様な結果を示している。このことから飛行実験とCFDの解析結果から見られた C_p の差異と、空力荷重からの C_L の差異は同一の原因により引き起こされた

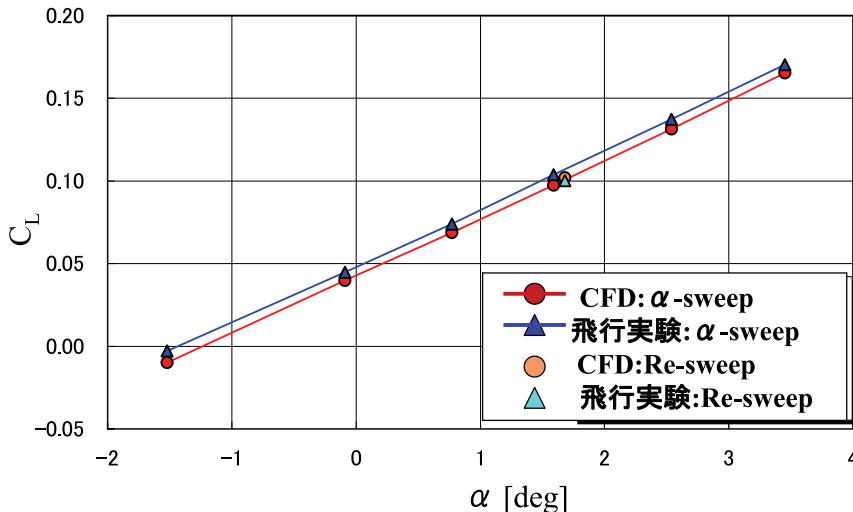


図48 主翼の C_p 分布より求めた C_L 成分

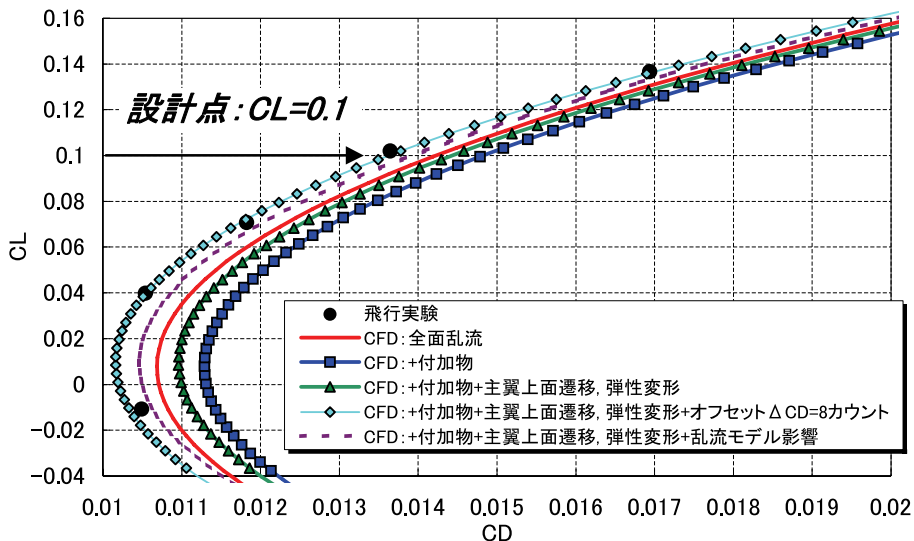


図49 C_L - C_D 特性

可能性が示唆された。

図49には C_L - C_D 特性を飛行実験、CFD解析結果を重ねて示す。図はそれぞれの影響や効果を徐々に追加していった場合の結果を示す。時系列に、1) 付加物の効果、2) 境界層遷移、弾性変形、3) 乱流モデルの影響を考慮した場合のCFD解析結果を示す。飛行実験結果にはADSやTATなどの付加物がついている。しかし、UPACSコードによるCFD解析では付加物のような複雑形状の解析が困難であり、付加物のない形態の全面乱流解析（乱流モデル：Spalart-Allmarasモデル）を行った（図中の実線）。付加物の影響は先述したように風洞試験やTASコードを用いた解析結果から抵抗を6カウント増大させることが分かっている。この6カウントの抵

抗成分をCFD解析結果に足すことにより付加物有り形態を模擬した（図中の□印）。さらに、前節(6-(2)-b)の結果より境界層遷移を考慮した解析結果や弾性変形を考慮した解析結果を C_L - C_D 特性に反映した（図中の△印）。この△印線は全ての補正を行った結果である。この△印実線と飛行実験結果（○印シンボル）を比較すると若干の差が見られるが、CFD解析結果（△印実線）を横軸に沿って左側（抵抗が低減される方向）に約8カウントシフトすると（図中の◇印）、両者（○印と◇印）はよく一致する。これは C_L - C_D 曲線を一般的な2次曲線で近似した場合のそれぞれの係数で表した場合、ポーラ曲線の開きを示す K と C_{L0} の値が一致していることを意味する。すなわち、 $C_{D_{min}}$ の値がCFDに比べ飛行実験の

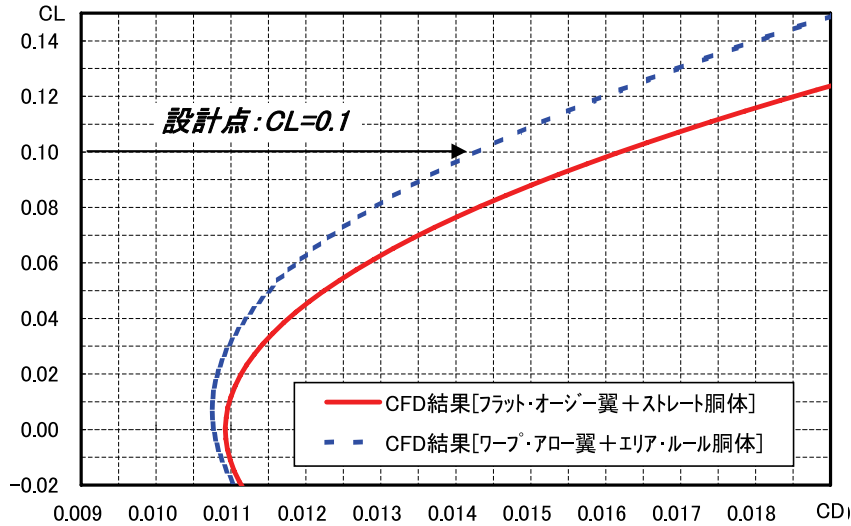


図50 抵抗低減設計コンセプトの効果検討 ($M_\infty=2$, $h=18.3\text{km}$)

場合が約8カウント小さい。一般的に K の値は主翼の平面形に依存していること、また、 C_{L0} の値は主翼のwarpに依存しているため、ここでの K と C_{L0} の値の一致は主翼平面形や主翼warp設計効果を確認したことを意味し、空力設計コンセプトの妥当性を検証したことになる。一方、8カウントの $C_{D\min}$ の違いの主な原因には、CFD解析における乱流モデルの違いが挙げられる。2006年10月にJAXAにて開催されたSST-CFD WorkshopではTASコードを用いた解析結果からSpalart-Allmarasモデルに比べShear Stress Transport (SST) モデルでは約5カウントの抵抗減少があることが報告されている³²⁾。しかし、SAモデルに比べSSTモデルが高精度のモデルであるとは言いがたい。しかしながら、乱流モデルにより大きく C_D 値が変化する。図49の△印の実線 (SAモデル) に対して、SST乱流モデルを用いたと考え C_D 値を5カウント左側にシフトすると (図中の破線)、飛行実験結果 (○印) との差が小さくなる。すなわち、乱流モデル C_D 値が大きく変化する可能性があることが示唆された。図50にはCFD解析により求めたNEXST-1の抵抗低減設計コンセプトの効果を示す。すべての設計コンセプトを取り入れてない場合の C_L - C_D 特性 (実線) と、4つの抵抗低減空力設計コンセプトを取り込んだNEXST-1形状の C_L - C_D 特性 (破線) を比較する。但し、NLF翼設計による抵抗低減量は図中 (破線) にはカウントしていない。設計点 ($C_L=0.1$) における C_D の差を見ると約20カウント程度であり、図49で見られる飛行実験とCFD解析の差異 (約8カウント) に比べ大きく、設計コンセプトの効果が検証できる。

以上のように飛行実験で得られた空力荷重の結果からそれぞれの空力設計コンセプトに効果を確認するこ

とができ、空力設計の妥当性を検証した。一方、エアリアルール胴体の効果は C_L - C_D 特性からは明確に分離して示すことはできないが、胴体の表面静圧分布の特性から、その効果を既に確認している。

d) 今後の解析予定

以上のように飛行実験結果を評価したが、全体的に飛行実験結果とCFD解析結果は良好な一致が得られており、NEXST-1の空力設計の妥当性を概ね検証することができた。しかしながら、一部のデータには計測精度では説明できないような不一致も見られる。これらの不一致の原因を調査することはCFD解析技術や風洞試験技術の精度向上や、飛行実験結果の信頼性向上においてとても重要なことである。現在はこれらの不一致を調べるための作業を進めている。現段階で考えられる原因として以下の2点について調査を進めている。その一つは、胴体込みの空力静的弾性変形解析である。今回の空力弾性変形には前述のように主翼のみの弾性変形のみを考慮している。また、静荷重試験結果のみを用いてADSプローブの装着されている前胴の撓みを推測し補正している。このような補正は、中胴部は変形しないということを前提にしている。胴体も自重や空力荷重により変形することが考えられるため、今後、主翼だけでなく、胴体込みの構造モデルを用いて、NEXST-1の空力弾性変形解析を進める予定である。つぎの原因として考えられるのはADSの Re 数効果である。風洞試験により既知の気流条件 (M_∞ , α , β , 静圧, 動圧など) とADSプローブ圧との関係を調べた。これらの関係をマップと呼ばれる近似式で表し、飛行実験では計測されたADSプローブ圧から飛行条件を導いている。しかしながら、関

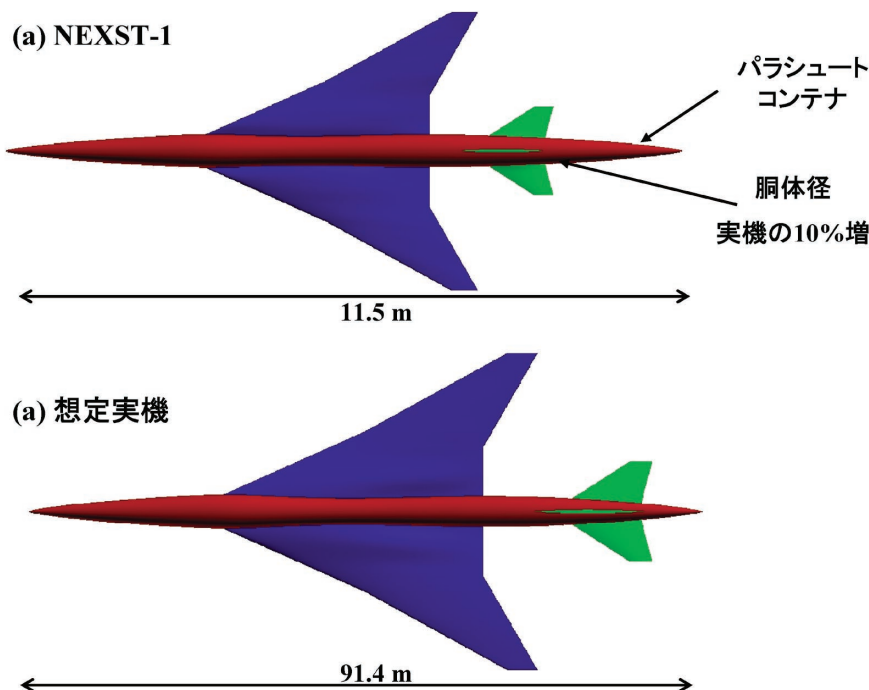


図51 想定実機形状

係式を求めた風洞試験と、飛行実験ではADSの代表長さによる Re 数は大きく異なる。そのため、ADS周りの流れの Re 数効果があることが考えられる。現在、ADS形状を模擬したCFD解析を行っている。同様に Re 数が異なる風洞で風洞試験を実施し、 Re 数効果について検証する予定である。

(3) 大型SST実機適用への検討

以上より、飛行実験データとCFD解析との比較を通して、NEXST-1の空力設計コンセプトの妥当性を確認した。小型超音速実験機プロジェクトでは、この飛行実験成果を踏まえ、NEXST-1空力設計技術の実用化を最終的な目標としている。そのための第一歩として、ロケット実験機の空力設計時に想定した300人乗りの大型SSTの空力設計に本設計技術を適用した場合の改善効果を推定した。詳細は文献33に詳しい。ここでは検討内容、及びその設計過程、評価について簡単にまとめる。

a) 高 Re 数型自然層流翼設計技術の開発

上述したようにNEXST-1の飛行実験では高高度の低 Re 数条件 (α -sweepフェーズ) では自然層流翼設計効果は顕著に計測された。しかし、低高度の高 Re 数条件 (Re -sweepフェーズ) では有意な効果を見出すことはできなかった。その主要原因としては、高 Re 数状態ほど機体表面の平滑状況の影響を受けやすく、表面平滑度要求が不十分であったことなどが想定される。これら

については今後詳細に分析・検討を重ねていくが、本NEXST-1空力設計技術の実機適用の観点では、既に今回創出した自然層流翼設計用の目標圧力分布が高 Re 数状態では不十分であることが明らかになっている。従って、実機適用技術として確立するためには、まず実機 Re 数状態で理想的な目標圧力分布を見出すことが重要である。そこで、この目的のためロケット実験機プロジェクトと並行して要素技術研究を進め、実機 Re 数条件でも遷移点を後退させる理想的な圧力分布を見出した。この新しい設計圧力分布形は、ロケット実験機に適用したものとやや異なる特徴的な分布形をしており、その妥当性はCFD解析でも確認してある。

図51にはその圧力分布を目標分布としてCFD逆問題設計技術を適用して主翼形状の設計を試みた結果の一例を示す。NEXST-1同様に、この設計で想定した機体はarrow型平面形、warp翼、area-rule胴体を有する。自然層流翼化による遷移判定基準として飛行実験成果を基に $N = 12.5$ を採用すると、実機 Re 数 $Re = 120 \times 10^6$ (平均空力翼弦長基準) において約45%翼弦長まで遷移位置が後退する可能性が示唆された。しかしながら、翼面全体ではまだ完全に自然層流化を実現できる主翼設計は完成していないため、現在、その設計活動を継続中である。

b) 実機適用効果の推定

NEXST-1空力設計技術の実機適用効果を明確に把握

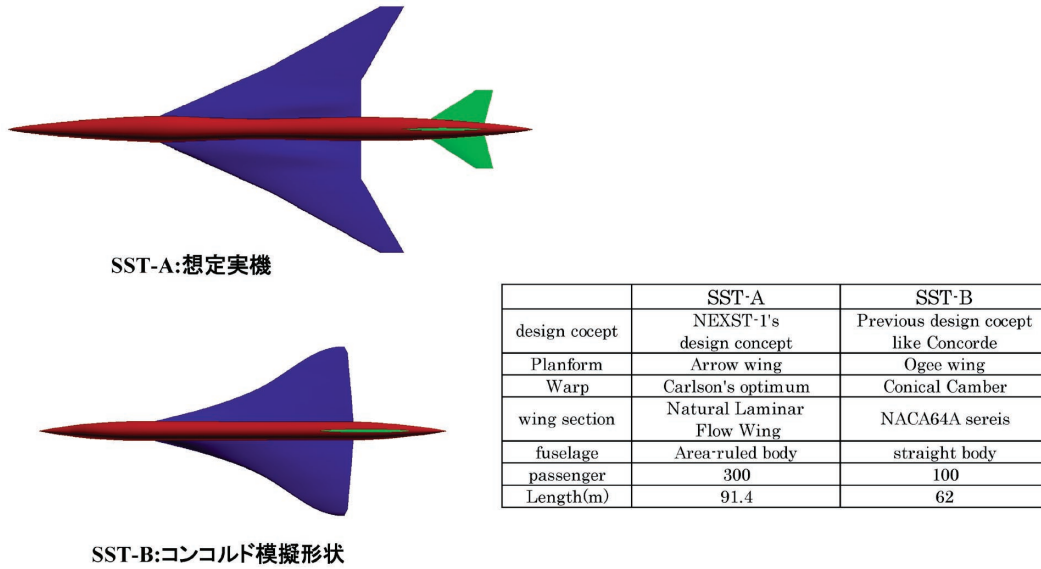


図52 想定実機と既存SST比較

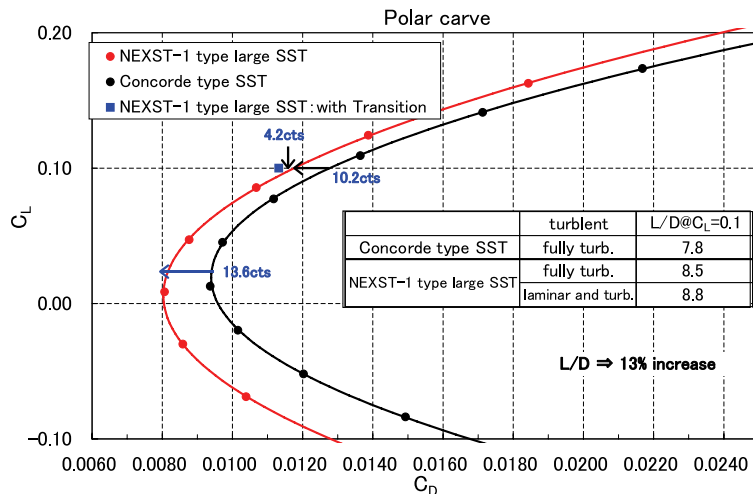


図53 想定実機のCL-CD特性

するためには、第一世代SSTの代表実機であるコンコルドの空力性能との比較をした。しかしながら、コンコルド形状の座標データは非公開であるため、その空力性能をCFD解析で求めることができない。そこで、数少ないコンコルドに関する技術文献と情報、さらに既に明らかとなっている空力設計コンセプト³⁰⁾を基に、当機構で独自に仮想コンコルド形状を設計し、CFD解析を通してその空力性能を推定した。本来は推進系付の全機形態での形状設計が必要であるが、本NEXST-1設計技術は無推進系を想定しているため、今回設計するコンコルド形状においてもひとまず無推進系で行った。

図52に無推進系の仮想コンコルド実機 (SST-B) と想定実機 (SST-A) の形状や主な設計内容を示す。また、図53には抗力成分をまとめた。ここで、NEXST-1技術

を適用する想定実機における自然層流翼効果としては、上述の高Re数型自然層流翼設計技術の研究成果を反映することを考えたが、上記成果は未完であるとは言えかなり理想的過ぎるので、多少緩和して一律30%の層流化が現実的な解であると仮定した。無推進系の仮想コンコルド実機のL/Dと比べても、NEXST-1設計技術を適用した想定実機では約13%のL/D改善効果があることが明らかとなった。これより、NEXST-1空力設計技術の実機適用の有効性が認められる。

第7章 まとめ

小型超音速ロケット実験機の第2回目の飛行実験結果を用いて空力設計の妥当性について検証を行った。飛行実験データの評価を行うにあたり、以下のような項目に

ついて確認を行った。

- ・風洞試験を行い、設計に用いたCFD解析・設計ツールの検証を行った。風洞試験結果はCFD解析結果と良好な一致が得られており、CFDを用いた空力設計ツールの妥当性を検証することができた。
- ・飛行実験では空力設計コンセプトの検証をするための健全で貴重な空力データを取得することができた。
- ・飛行実験により計測された空力データをCFD解析結果と比較し、抵抗低減コンセプトを取り込んだNEXST-1空力設計の妥当性を検証することができた。
- ・機体の周りの表面静圧分布はCFD解析と概ね一致している。胴体や主翼周りの表面静圧分布から、warp主翼、エアリアルール胴体の設計コンセプトの妥当性を確認できた。また、主翼上面の圧力分布は自然層流翼設計に用いた静圧分布と比較的良好な一致が得られていることを確認することができた。
- ・主翼上面の境界層遷移計測結果から設計点において境界層遷移位置がもっとも後退していることを確認した。このことにより、自然層流翼設計の妥当性が確認できた。なお、気流の乱れの小さい飛行実験条件で主翼上面や前胴周りの境界層遷移データを取得した。飛行実験データと境界層遷移予測結果との定量的な比較を行い、境界層遷移予測ツールの精度向上に役立つ知見が得られた。
- ・飛行実験で得られた空力荷重データをCFD解析結果と比較し、両者の一致を確認した。特に設計点における抵抗係数の特性は、飛行実験結果とCFD解析結果で良好な一致が見られた。
- ・飛行実験結果をCFD解析結果と比較し、超音速巡航時の設計点における抵抗低減コンセプトの妥当性を検証することができた。しかしながら、一部の飛行実験データとCFD解析結果や風洞試験結果とは不一致が見られる。その原因については引き続き調査中であり、考えられる原因について今後確認作業を行う予定である。
- ・今回の飛行実験により得られた技術を適用して実機スケールのSSTの設計を行った。実機スケールの大型SSTにおいて巡航マッハ数、巡航揚力で大幅な抵抗低減効果が得られた。

謝辞

NEXST-1の飛行実験において、計測系の設計、維持、改修など多くの関係者の多大な協力を得た。宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 超音速機チームの

関係者にこの場を借りて深く感謝の意を表す。また、空力計測系の精度向上や機能確認などにおいて多くの実作業を担当していただいた川崎重工業株式会社、三菱重工業株式会社、富士重工業株式会社、大手技研、共和電業の関係者に深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] Sakata, K., "Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology - Development and Flight Test Plan for the Unmanned Scaled Supersonic Glider -", *AIAA Paper* 2002-0527, 2002.
- [2] Ohnuki, T., Hirako, K., and Sakata, K., "National Experimental Supersonic Transport Project," ICAS 2006-1.4.1, on CD-ROM 2006.
- [3] Yoshida, K., and Makino, Y., "Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan," *ECCOMAS 2004, Jyväskylä/Finland*, July, 2004.
- [4] 吉田憲司, "小型超音速実験機 (ロケット実験機) の空力設計," 日本流体力学学会誌ながれ 18, pp287-290, 1998.
- [5] Yoshida K., Makino, Y., and Shimbo, Y., "An Experimental Study on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane," *AIAA Paper* 2002-2842, 2002.
- [6] Kuchemann F. R. S., *The Aerodynamic Design of Aircraft*, Pergamon Press, 1978.
- [7] Carlson H. W., and Miller, D. S., "Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds," NASA TN D7713, 1974.
- [8] Ashley H., and Landahl, M., *Aerodynamics of Wings and Bodies*, Dover Publications Inc., 1965.
- [9] Yoshida, K., "Overview of NAL's Program Including the Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Airplane," held at the VKI, RTO Educational Notes 4, 15.1-16, 1998.
- [10] 生越博景, "超音速機の主翼断面設計についてー自然層流化の試みー," 第47回応用力学連合講演会, pp.341-342, 1998.
- [11] 堀之内茂ら, "小型超音速実験機(ロケット実験機; NEXST-1)の基本設計結果について," 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-044, 2006.3.
- [12] Jeong, S., Matsushima, K., Iwamiya, T., Obayashi, S., and Nakahashi, K., "Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport," *AIAA Paper*

- 98-0602, 1998.
- [13] Arnal D., "Boundary Layer Transition Prediction based on Linear Theory," AGARD Report, No. 793, 1993.
- [14] Yoshida, K., Ishida, Y., Noguchi, M., Ogoshi, H., and Inagaki, K., "Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4," *AIAA Paper* 99-3655, 1999.
- [15] Ueda, Y., Ishikawa, H., and Yoshida, K., "Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using a Navier-Stokes Code," *Proceedings of ICAS 2004-2.8.2*, on CD-ROM, 2004.
- [16] Ishikawa, H., Kwak, D. Y., Yoshida, K., "CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1", *AIAA-2007-3925*, 25th Applied Aerodynamic Conference, Miami, Florida, June, 2007
- [17] Sugiura, H., Yoshida, K., Tokugawa, N., Takagi, S., and Nishizawa, "Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2," *A., Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 6, pp. 996-1002, 2002.
- [18] 石川敬掲, 郭 東潤, 吉田憲司, 川上浩樹," 小型超音速実験機の飛行実験成果に関するCFD解析," 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006。
- [19] Tokugawa, N., and Yoshida, K., "Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the Flight", *AIAA Paper* 2006-3165, 2006.
- [20] 徳川直子, 吉田憲司," 超音速自然層流翼のホットフィルム計測," 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.171-174, 2006。
- [21] 吉田憲司, 郭 東潤, 徳川直子, 牧野好和," 小型超音速実験機—空力及び計測系統設計," 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.42-45, 2006。
- [22] 郭 東潤, 吉田憲司, 野口正芳," 小型超音速実験機飛行実験における表面圧力計測システム," 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.175-178, 2006。
- [23] Benedict, Robert. P., "Fundamentals of Temperature, Pressure, and Flow Measurements, John Wiley & Sons, Inc., pp. 253-261., 1969.
- [24] 町田 茂ら," 小型超音速実験機(ロケット実験機; NEXST-1) 第2回飛行実験", 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR掲載予定。
- [25] Tokugawa, N, Kwak, D.Y. and Yoshida, K., "Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport "NEXST-1", *International Congress of the Aeronautical Science*, 2006-3.3.2, 2006.
- [26] Fujiwara, T., Hirako, K., and Ohnuki, T., "Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1," *ICAS 2006-6.2.1*, on CD-ROM 2006.
- [27] 大貫 武, 吉田憲司, 岡 範全, " "小型超音速実験機" 豪州飛行実験," 日本航空宇宙学会誌, 第54巻, 第631. 2006。
- [28] Kwak, D. Y., Yoshida, K., Ishikwa, H. and Noguchi, M., "Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane," *AIAA Paper* 2006-3483, 2006.
- [29] 村上義隆, 多田 章, 滝沢 実, 中畠浩二, 郭 東潤, "小型超音速実験機の航法誘導検証," 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006。
- [30] 川上浩樹, 郭 東潤, 高戸谷 健, 石川敬掲, 黒田文武," JAXA小型超音速実験機の飛行実験条件下における 構造連成を用いた静的空力弾性変形を考慮した空力解析, 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006。
- [31] Kawakami, H., Takatoya, T., Ishikawa, H., "Static Aeroelastic Analysis of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 Flight Test," *AIAA-2007-4174*, 25th Applied Aerodynamic Conference, Miami, Florida, June, 2007.
- [32] Jeong, S., Misaka, T, "CFD Analysis results on NEXST-1," JAXA-SP, accepted for publication, 2007.
- [33] 石川敬掲, 吉田憲司, 郭 東潤, 野口正芳, 黒田文武, "小型超音速実験機における空力設計コンセプトの実機適用効果の考察," 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-041

発行 平成19年3月30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

©2007 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

